



TESIS

**PERANCANGAN *NONLINEAR DECOUPLING* DAN *NONLINEAR PD*
UNTUK KESTABILAN DAN PENGENDALIAN GERAK *CRUISE*
PADA *QUADROTOR***

Hanum Arrosida
2213202016

DOSEN PEMBIMBING
Dr. Trihastuti Agustinah, S.T.,M.T.
Ir. Josaphat Pramudijanto, M.Eng.

PROGRAM MAGISTER
BIDANG KEAHLIAN TEKNIK SISTEM PENGATURAN
JURUSAN TEKNIK ELEKTRO
FAKULTAS TEKNOLOGI INDUSTRI
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER
SURABAYA
2015



TESIS

**DESIGN OF NONLINEAR DECOUPLING AND NONLINEAR PD
FOR STABILITY AND CRUISE CONTROL
ON A QUADROTOR**

Hanum Arrosida
2213202016

SUPERVISOR

Dr. Trihastuti Agustinah, S.T.,M.T.
Ir. Josaphat Pramudijanto, M.Eng.

MAGISTER PROGRAM
CONTROL SYSTEM ENGINEERING
DEPARTMENT of INDUSTRIAL TECHNOLOGY
FACULTY of INDUSTRIAL TECHNOLOGY
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER
SURABAYA
2015

Tesis disusun untuk memenuhi salah satu syarat memperoleh gelar
Magister Teknik (M.T)
di
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh :
Hanum Arrosida
NRP. 2213202016

Tanggal Ujian : 26 Januari 2015
Periode Wisuda : Maret 2015

Disetujui oleh:



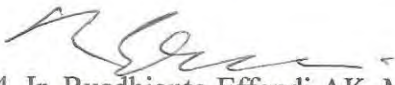
1. Dr. Trihastuti Agustinah, S.T., M.T. (Pembimbing I)
NIP. 1968 0812 1994 0320 01



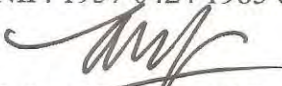
2. Ir. Josaphat Pramudijanto, M.Eng. (Pembimbing II)
NIP. 1962 1005 1990 0310 03



3. Prof. Ir. Abdullah Alkaff, M.Sc., Ph.D. (Penguji I)
NIP. 1955 0123 1980 0310 02



4. Ir. Rusdhianto Effendi AK, M.T. (Penguji II)
NIP. 1957 0424 1985 0210 01



5. Ir. Ali Fatoni, M.T. (Penguji III)
NIP. 1962 0603 1989 0310 02



Direktur Program Pascasarjana,

Prof. Dr. Adi Soeprijanto, M.T.
NIP. 1964 0405 1990 0210 01

PERANCANGAN *NONLINEAR DECOUPLING* DAN *NONLINEAR PD* UNTUK KESTABILAN DAN PENGENDALIAN GERAK *CRUISE* PADA *QUADROTOR*

Nama Mahasiswa : Hanum Arrosida
NRP : 2213202016
Pembimbing : 1. Dr. Trihastuti Agustinah, S.T.,M.T.
2. Ir. Josaphat Pramudijanto, M.Eng.

ABSTRAK

Quadrotor sering digunakan untuk menyelesaikan berbagai misi yang berkaitan dengan pengawasan seperti monitoring wilayah, pemetaan wilayah, pencarian orang hilang, dan keperluan lain. *Quadrotor* merupakan sistem *nonlinear* dengan *multiple input multiple output* dan sistem dengan persoalan kestabilan yang rentan terhadap gangguan eksternal. Karakteristik ini menyebabkan adanya kesulitan dalam pengendalian gerak *cruise quadrotor* secara otomatis. Metode *nonlinear decoupling* digunakan untuk menghilangkan interaksi kontrol lain pada gerak rotasi, sehingga dapat dilakukan pengendalian secara independen pada sudut *roll*, *pitch* dan *yaw*, dengan demikian kestabilan pada gerak *cruise* dapat tercapai dengan baik. Metode kontrol *nonlinear PD* digunakan untuk pengendalian gerak translasi pada sumbu *x* dan *y* dengan dinamika gerak *nonlinear* karena pengaruh sudut rotasi. Hasil simulasi menunjukkan bahwa metode yang digunakan mampu menghilangkan interaksi kontrol pada sudut *roll*, *pitch* dan *yaw* sehingga menjadi sistem *single input single output* dan gerak translasi *quadrotor* pada sumbu *x* dan *y* mampu mencapai trayektori yang diharapkan.

Kata kunci : Gerak *Cruise*, Sistem *nonlinear*, MIMO, *Nonlinear Decoupling*, *Nonlinear PD*, *Quadrotor*.

Halaman ini sengaja dikosongkan

DESIGN OF NONLINEAR DECOUPLING AND NONLINEAR PD FOR STABILITY AND CRUISE CONTROL ON A QUADROTOR

By : Hanum Arrosida
Student Identity Number : 2213202016
Supervisor : 1. Dr. Trihastuti Agustinah, S.T.,M.T.
2. Ir. Josaphat Pramudijanto, M.Eng.

ABSTRACT

Quadrotor is often used to accomplish various missions related to surveillance, territory mapping, search and rescue, and other purposes. Quadrotor is a nonlinear system with multiple input multiple output and has stability issue due to external disturbance. These characteristics lead to difficulty in controlling cruise motion of quadrotor automatically. Nonlinear decoupling method is used to eliminate the interaction of other control on rotational motion, so the roll, pitch, and yaw angle can be controlled independently and the stability of the cruise motion can be better. Nonlinear PD controller is used to control the translational motion in x and y axis with nonlinear dynamics because of the influence the rotational angle. Simulation result show that the proposed method can eliminate the control interaction of roll, pitch and yaw angle as if single input single output system and translational motion on x and y axis can achieve the expected trajectory.

Keywords : *Cruise motion, Nonlinear system, Multiple Input Multiple Output, Nonlinear Decoupling, Nonlinear PD, Quadrotor.*

Halaman ini sengaja dikosongkan

KATA PENGANTAR

Puji syukur ke hadirat Allah atas kasih sayang dan rahmat-Nya, sehingga Tesis ini dapat terselesaikan dengan baik. Tesis ini disusun untuk memenuhi sebagian persyaratan guna menyelesaikan pendidikan Magister pada Bidang Studi Teknik Pengaturan, Jurusan Teknik Elektro, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS) Surabaya dengan judul:

Perancangan *Nonlinear Decoupling* dan *Nonlinear PD* untuk Kestabilan dan Pengendalian Gerak *Cruise* pada *Quadrotor*

Penulis mengucapkan terima kasih kepada semua pihak yang banyak membantu baik secara langsung maupun tidak langsung, sehingga Tesis ini dapat terselesaikan. Khususnya kepada Bapak, Ibu, Saudara Penulis dan Albert Sudaryanto yang telah memberikan doa dan dukungan.

Terima kasih kepada Dr. Trihastuti Agustinah, S.T., M.T. dan Ir. Josaphat Pramudijanto, M.Eng. selaku pembimbing Tesis atas segala bimbingan dan motivasi dari beliau hingga terselesaikannya Tesis ini. Terimakasih kepada Ir. Rusdhianto Effendi E.A.K. M.T. atas segala pengarahan beliau dalam pengerjaan Tesis ini. Terimakasih kepada teman-teman Laboratorium sebagai teman diskusi atas permasalahan yang dihadapi oleh penulis.

Semoga buku Tesis ini dapat memberikan manfaat bagi pembaca pada umumnya dan mahasiswa Jurusan Teknik Elektro pada khususnya.

Surabaya, 30 Januari 2015

Penulis

Halaman ini sengaja dikosongkan

DAFTAR ISI

JUDUL	i
LEMBAR PENGESAHAN	iii
PERNYATAAN KEASLIAN TESIS	v
ABSTRAK	vii
<i>ABSTRACT</i>	ix
KATA PENGANTAR	xi
DAFTAR ISI	xiii
DAFTAR GAMBAR	xvii
DAFTAR TABEL	xix

BAB 1 PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang	1
1.2 Rumusan Masalah	2
1.3 Tujuan	3
1.4 Batasan Masalah	3
1.5 Kontribusi	3
1.6 Metodologi Penelitian	3

BAB 2 KAJIAN PUSTAKA DAN TEORI DASAR

2.1 Kajian Penelitian Terkait	5
2.2 Teori Dasar	7
2.3 Konsep Dasar <i>Quadrotor</i>	7
2.4 Pergerakan <i>Quadrotor</i>	7
2.4.1 Gerak <i>Thrust</i>	8
2.4.2 Gerak <i>Roll</i>	9
2.4.3 Gerak <i>Pitch</i>	10
2.4.4 Gerak <i>Yaw</i>	10
2.5 Sistem Koordinat <i>Quadrotor</i>	11
2.6 Dasar Pemodelan <i>Quadrotor</i>	12

2.6.1 Inersia <i>Quadrotor</i>	13
2.6.2 Gaya dan Momen <i>Quadrotor</i>	15
2.7 Kontroler	15
2.7.1 Metode <i>Decoupling</i>	15
2.7.2 Kontroler <i>Nonlinear PD</i>	18

BAB 3 PERANCANGAN SISTEM

3.1 Model Dinamik <i>Quadrotor</i>	19
3.1.1 Model Dinamik Gerak Translasi <i>Quadrotor</i>	19
3.1.2 Model Dinamik Gerak Rotasi <i>Quadrotor</i>	21
3.2 Perancangan <i>Nonlinear Decoupling</i> untuk Gerak Rotasi	24
3.3 Perancangan Kontroler <i>Nonlinear PD</i> untuk Gerak Translasi	30

BAB 4 HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 Pengujian Metode <i>Nonlinear Decoupling</i> untuk Sudut Rotasi	35
4.1.1 Pengujian Metode <i>Nonlinear Decoupling</i> saat Sudut <i>Roll</i> Diberikan Gangguan	35
4.1.2 Pengujian Metode <i>Nonlinear Decoupling</i> saat Sudut <i>Pitch</i> Diberikan Gangguan	37
4.1.3 Pengujian Metode <i>Nonlinear Decoupling</i> saat Sudut <i>Yaw</i> Diberikan Gangguan	38
4.2 Pengujian Gerak <i>Cruise</i> pada Trayektori Persegi	40
4.2.1 Pengujian Gerak <i>Cruise</i> pada Trayektori Persegi dengan Kontroler <i>Nonlinear PD</i> dari Paper	40
4.2.2 Pengujian Gerak <i>Cruise</i> pada Trayektori Persegi dengan Kontroler <i>Nonlinear PD</i> dari Hasil Analisis Matematis	43
4.2.3 Pengujian Gerak <i>Cruise</i> pada Trayektori Persegi dengan Lintasan yang Diperbesar Empat Kali dengan Kontroler <i>Nonlinear PD</i> dari Paper	47

4.2.4 Pengujian Gerak <i>Cruise</i> pada Trayektori Persegi dengan Lintasan yang Diperbesar Empat Kali dengan Kontroler <i>Nonlinear</i> PD Hasil Analisis Matematis	51
4.3 Pengujian Gerak <i>Cruise</i> pada Trayektori Lingkaran	55
4.3.1 Pengujian Gerak <i>Cruise</i> pada Trayektori Lingkaran dengan Kontroler <i>Nonlinear</i> PD dari Paper.....	56
4.3.2 Pengujian Gerak <i>Cruise</i> pada Trayektori Lingkaran dengan Kontroler <i>Nonlinear</i> PD dari Hasil Analisis Matematis	59
4.4 Uji Hipotesa Kontroler <i>Nonlinear</i> PD Hasil Analisis Matematis dari Invers Model Sinyal Kontrol	63
 BAB 5 PENUTUP	
5.1 Kesimpulan	65
5.2 Saran	65
 DAFTAR PUSTAKA	67
LAMPIRAN	69
RIWAYAT PENULIS	71

Halaman ini sengaja dikosongkan

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 Pengendalian Arah Putaran Motor pada <i>Quadrotor</i>	8
Gambar 2.2 Pengendalian Kecepatan Motor Saat Gerak <i>Thrust</i>	9
Gambar 2.3 Pengendalian Kecepatan Motor Saat Gerak <i>Roll</i>	9
Gambar 2.4 Pengendalian Kecepatan Motor Saat Gerak <i>Pitch</i>	10
Gambar 2.5 Pengendalian Kecepatan Motor Saat Gerak <i>Yaw</i>	10
Gambar 2.6 Sistem Koordinat <i>Quadrotor</i>	11
Gambar 2.7 Inersia pada Sumbu X_b , Y_b dan Z_b	13
Gambar 2.8 Proses <i>Decoupling</i> untuk Tiga <i>Input</i> dan Tiga <i>Output</i>	16
Gambar 2.9 Diagram Kontroler <i>Nonlinear</i> PD	18
Gambar 3.1 Strategi Kontrol yang Diterapkan pada <i>Plant</i>	24
Gambar 4.1 Respon Sudut <i>Roll</i> dengan Metode <i>Decoupling</i> saat diberikan Gangguan Eksternal	35
Gambar 4.2 Respon Sudut <i>Pitch</i> dan <i>Yaw</i> saat Sudut <i>Roll</i> Diberikan Gangguan Eksternal	36
Gambar 4.3 Respon Sudut <i>Pitch</i> saat Diberikan Gangguan Eksternal	37
Gambar 4.4 Respon Sudut <i>Roll</i> saat Sudut <i>Pitch</i> Diberikan Gangguan Eksternal .	37
Gambar 4.5 Respon Sudut <i>Yaw</i> saat Sudut <i>Pitch</i> Diberikan Gangguan Eksternal .	38
Gambar 4.6 Respon Sudut <i>Yaw</i> saat Diberikan Gangguan Eksternal	38
Gambar 4.7 Respon Sudut <i>Roll</i> dan <i>Pitch</i> saat sudut <i>Yaw</i> Diberikan Gangguan Eksternal	39
Gambar 4.8 Trayektori Persegi untuk Gerak <i>Cruise</i> pada <i>Quadrotor</i>	40
Gambar 4.9 Posisi <i>Quadrotor</i> pada Trayektori Persegi dengan Kontroler <i>Nonlinear</i> PD dari Paper	41
Gambar 4.10 Perilaku Sudut Rotasi pada Trayektori Persegi.....	42
Gambar 4.11 Pergerakan <i>Quadrotor</i> pada Trayektori Persegi dengan Kontroler <i>Nonlinear</i> PD dari Paper	43
Gambar 4.12 Posisi <i>Quadrotor</i> dengan Kontroler <i>Nonlinear</i> PD Hasil Analisis Matematis pada Trayektori Persegi.....	44
Gambar 4.13 Perilaku Sudut <i>Roll</i>	45
Gambar 4.14 Perilaku Sudut <i>Pitch</i> dan <i>Yaw</i>	46
Gambar 4.15 Pergerakan <i>Quadrotor</i> pada Trayektori Persegi dengan Kontroler <i>Nonlinear</i> PD Hasil Analisis Matematis	47
Gambar 4.16 Trayektori Persegi yang Diperbesar Empat Kali untuk Gerak <i>Cruise</i> pada <i>Quadrotor</i>	47

Gambar 4.17 Posisi <i>Quadrotor</i> pada Sumbu x saat Dikendalikan dengan Kontroler <i>Nonlinear</i> PD dari Paper saat lintasan diperbesar	48
Gambar 4.18 Posisi <i>Quadrotor</i> pada Sumbu y dan z dengan Kontroler <i>Nonlinear</i> PD dari Paper saat lintasan diperbesar	49
Gambar 4.19 Perilaku Sudut Rotasi saat Lintasan Diperbesar Empat Kali	50
Gambar 4.20 Pergerakan <i>Quadrotor</i> pada Trayektori Persegi dengan Kontroler <i>Nonlinear</i> PD dari Paper saat Lintasan Diperbesar Empat Kali	51
Gambar 4.21 Pergerakan <i>Quadrotor</i> pada Trayektori Persegi dengan Kontroler <i>Nonlinear</i> PD Hasil Analisa Matematis saat Lintasan Diperbesar Empat Kali	51
Gambar 4.22 Posisi <i>Quadrotor</i> pada Sumbu x dan y saat Dikendalikan dengan Kontroler <i>Nonlinear</i> PD Hasil Analisa Matematis	52
Gambar 4.23 Posisi <i>Quadrotor</i> pada Sumbu z saat Lintasan Diperbesar Empat Kali	53
Gambar 4.24 Perilaku Sudut Dinamik saat Sumbu x dan y Dikendalikan dengan Kontroler <i>Nonlinear</i> PD Hasil Analisa Matematis	54
Gambar 4.25 Trayektori Lingkaran untuk Gerak <i>Cruise</i> pada <i>Quadrotor</i>	55
Gambar 4.26 Posisi <i>Quadrotor</i> pada Sumbu x saat Dikendalikan dengan Kontroler <i>Nonlinear</i> PD dari Paper	56
Gambar 4.27 Posisi <i>Quadrotor</i> pada Sumbu y dan z Tanpa Gangguan Eksternal saat Dikendalikan dengan Kontroler <i>Nonlinear</i> PD dari Paper	57
Gambar 4.28 Perilaku Sudut Rotasi pada Trayektori Lingkaran	58
Gambar 4.29 Pergerakan <i>Quadrotor</i> pada Trayektori Lingkaran dengan Kontroler <i>Nonlinear</i> PD dari Paper.....	59
Gambar 4.30 Posisi <i>Quadrotor</i> dengan Kontroler <i>Nonlinear</i> PD Hasil Analisis Matematis	60
Gambar 4.31 Perilaku Sudut <i>Roll</i> pada Trayektori Lingkaran.....	61
Gambar 4.32 Perilaku Sudut <i>Pitch</i> dan <i>Yaw</i>	62
Gambar 4.33 Pergerakan <i>Quadrotor</i> pada Trayektori Lingkaran dengan Kontroler <i>Nonlinear</i> PD Hasil Penurunan Analisis Matematis	63

DAFTAR TABEL

Tabel 2.1 Variabel pada Pergerakan <i>Quadrotor</i>	13
Tabel 3.1 Nilai Parameter <i>Quadrotor</i>	23
Tabel 4.1 Perbandingan Metode Kontroler <i>Nonlinear</i> PD	63

Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB 1

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) didefinisikan sebagai pesawat terbang otomatis. UAV sering digunakan untuk menyelesaikan berbagai misi yang berkaitan dengan pengawasan seperti monitoring wilayah, pemetaan wilayah, keperluan militer, dan keperluan lain [1]. Pengendalian pada *quadrotor* memiliki tantangan tersendiri untuk dilakukan secara otomatis, karena *quadrotor* memiliki kemampuan gerak manuver yang tinggi, nonlinearitas yang tinggi, dan memiliki enam derajat kebebasan dengan empat aktuator [2].

Quadrotor memiliki kemampuan untuk bergerak pada sumbu x , y , dan z . Gerakan dan kecepatan *quadrotor* ditentukan oleh kecepatan masing-masing motor. Selain itu, harus diperhatikan juga mengenai pengendalian dalam hal *attitude* dari *quadrotor* antara lain gerakan akselerasi (*thrust*), gerakan mengguling (*roll*), gerakan mengangguk (*pitch*) dan gerakan memutar (*yaw*). *Quadrotor* sebagaimana fungsinya, harus memiliki keseimbangan yang baik saat terbang, terutama pada gerak rotasi dan translasi yang sangat mempengaruhi kondisi terbang *quadrotor* [3].

Banyak hal yang bisa dikaji dan dijadikan topik penelitian pada *quadrotor*, misalnya kestabilan dan pengendalian posisi ketinggian. Kasus yang lebih spesifik adalah kontrol *hover* yaitu kontrol saat *quadrotor* pada kondisi terbang, dimana posisi dan ketinggian dijaga konstan atau *Automatic Vertical Take-off and Landing* (VTOL), *waypoint tracking control* yang melibatkan gerak vertikal dan horizontal secara bersamaan [4].

Mekanisme gerak rotasi dan gerak translasi pada *quadrotor* memiliki *input* kontrol yang saling berinteraksi satu sama lain dan nonlinearitas yang tinggi. Permasalahan interaksi antar *input* kontrol menyebabkan sistem tidak stabil. Hal ini dapat diatasi dengan teknik *dynamical decoupling* yang mampu menjadikan sistem memiliki hubungan SISO sehingga dapat dilakukan pengendalian secara independen [5].

Beberapa tahun terakhir, berbagai macam metode kontrol telah dieksplorasi dan diaplikasikan untuk pengendalian posisi dan orientasi *quadrotor*. Metode kontrol

konvensional seperti PID banyak digunakan untuk pengendalian gerak *quadrotor* dengan pendekatan *model linear*, namun efek nonlinearitas dari *quadrotor* tidak dapat dikompensasi dengan baik oleh kontroler PID [6].

Metode kontrol *nonlinear* yaitu, *sliding mode controller* merupakan metode kontrol *nonlinear* yang dapat membawa *state* menuju permukaan luncur dan dipertahankan untuk selalu berada di tempat tersebut. Oleh karena itu, apabila ada gangguan dari luar, *state* akan tetap dipertahankan pada permukaan tersebut. Namun terdapat kekurangan pada *sliding mode controller* yaitu fenomena *chattering* yang menyebabkan banyaknya panas yang timbul pada rangkaian elektronika [7].

Dari beberapa penelitian yang telah dipelajari, terdapat beberapa kelemahan serta kelebihan yang ditemukan. Kelemahannya antara lain, dilakukannya linearisasi pada *plant nonlinear* yang menyebabkan sempitnya daerah kerja dan pengaruh *coupling* yang menyebabkan ketidakstabilan sistem. Kelebihan dari beberapa penelitian yang telah dipelajari antara lain, teknik *dynamical decoupling* menjadikan sistem seolah-olah merupakan sistem SISO sehingga dapat dilakukan pengendalian secara independen. Metode kontrol *nonlinear* PID yang diterapkan pada sistem *nonlinear* memiliki *robustness* yang tinggi dan menunjukkan performansi yang baik dengan nilai *error* yang kecil terhadap referensi yang diberikan.

Oleh karenanya, pada Tesis ini diajukan metode *nonlinear decoupling* dan kontroler *nonlinear* PD untuk kestabilan dan pengendalian gerak *cruise* pada *quadrotor*.

1.2 Rumusan Masalah

Quadrotor memiliki karakteristik yang *nonlinear*, *multiple input multiple output* (MIMO), serta memiliki tingkat kestabilan yang rendah, hal ini menyebabkan adanya kesulitan dalam desain sistem kontrol terbang otomatis untuk gerak *cruise*. Permasalahan ini akan coba diatasi dengan metode kontrol *nonlinear* PD untuk pengendalian gerak translasi dan metode *nonlinear decoupling* ditambah dengan kontroler PID untuk pengendalian gerak rotasi, sehingga *quadrotor* dapat melakukan gerak *cruise* pada trayektori yang ditentukan dengan stabil.

1.3 Tujuan

Dengan dilakukannya penelitian ini diharapkan dapat menghasilkan desain sistem kontrol terbang otomatis untuk menjamin kestabilan gerak rotasi dan pengendalian gerak translasi, sehingga *quadrotor* dapat melakukan gerak *cruise* dengan mengikuti trayektori tertentu dan terjaga kestabilannya.

1.4 Batasan Masalah

Quadrotor merupakan sistem yang cukup kompleks dengan permasalahan yang cukup lebar sehingga perlu adanya beberapa batasan. Batasan masalah pada penelitian ini yaitu tidak membahas kontrol pada saat *take off* dan *landing*, serta tidak membahas tentang pengendalian arah atau orientasi.

1.5 Kontribusi

Penelitian ini dilakukan untuk mendapatkan metode baru *nonlinear* PD yang diturunkan secara analisis matematis melalui fungsi invers *model* dari sinyal kontrol *plant* dan menggabungkan dua metode kontrol yaitu *nonlinear decoupling* dan *nonlinear* PD untuk kestabilan dan pengendalian gerak *cruise* pada *quadrotor*.

1.6 Metodologi Penelitian

Pada pengerjaan Tesis ini dilakukan beberapa proses secara bertahap dan berurutan agar tercapai tujuan akhir dari penelitian.

1. Studi literatur

Tahap pertama yang dilakukan dalam penelitian ini adalah melakukan studi literatur. Materi yang diperlukan meliputi konsep tentang dinamika *quadrotor*, pemrograman Matlab dan Simulink, desain *decoupling* dan kontroler *nonlinear* PD.

2. Pemodelan sistem

Model matematis dari *plant* didapat dari pemodelan sistem fisik, analisis gaya yang terdapat pada *quadrotor* dan konstanta yang terdapat pada pemodelan diperoleh dari parameter sistem.

3. Perancangan sistem

Berdasarkan *model* pada *quadrotor*, akan dirancang *nonlinear decoupling* + kontroler PID dan kontroler *nonlinear* PD untuk kestabilan dan pengendalian gerak *cruise* pada *quadrotor*. Desain kontrol sistem dilakukan melalui *software* Matlab – Simulink.

4. Pengujian dan analisis hasil pengujian

Desain metode kontrol yang diterapkan pada *plant* akan diuji melalui simulasi dengan memberikan beberapa kondisi pengujian, yaitu pada kondisi ideal dalam trayektori ukuran kecil dan pada kondisi ideal dalam trayektori ukuran besar. Analisis hasil pengujian dilakukan untuk mengetahui performansi sistem secara keseluruhan.

5. Kesimpulan

Kesimpulan diperoleh sesuai dengan hasil pengujian dan analisis hasil pengujian.

6. Penulisan Laporan Tesis

Penulisan laporan tesis dilakukan sebagai dokumentasi dari hasil penelitian yang dilakukan.

BAB 2

KAJIAN PUSTAKA DAN TEORI DASAR

2.1 Kajian Penelitian Terkait

Beberapa metode kontrol telah diaplikasikan untuk kontrol kestabilan, kontrol gerak *hover*, kontrol gerak manuver, kontrol *waypoint tracking*, dan kontrol gerak *cruise* sebagaimana dipaparkan pada [1-6].

Kontroler PID dengan tuning logika *fuzzy* dilakukan untuk pengendalian gerak *hover*. Hasil eksperimen menunjukkan masih terdapat osilasi akibat adanya *noise* yang mempengaruhi tingkat kestabilan sistem [1]. Penggunaan kontroler PID dengan *tuning gain* secara *online* menggunakan kontroler berbasis logika *fuzzy* di mana kontroler *fuzzy* berfungsi sebagai supervisor dan kompensator atau sebagai *tuning* nilai *gain* PID secara *online* berdasarkan perubahan parameter, yang akan menghasilkan kontroler adaptif PID. Berdasarkan hasil simulasi yang dilakukan penggunaan kontroler PID dengan *fuzzy tuner* secara *online* mampu beradaptasi dengan kondisi penerbangan yang baru dan perubahan parameter. Metode ini memiliki kelemahan pada proses pengambilan keputusan untuk *tuning gain* PID membutuhkan waktu yang lama karena proses *tuning gain* PID yang dilakukan secara *online*, sehingga tidak cocok untuk diimplementasikan [2]. Kontroler PID dengan adaptif K_p dibangkitkan karena variasi dari K_p memiliki efek untuk mengurangi *rise time*. Fungsi adaptif diaktifkan saat *plant* disekitar titik referensi atau memiliki nilai *error* yang kecil, karena saat *plant* berada jauh dari titik referensi maka efek adaptasi tidak berpengaruh. Semakin tinggi koefisien K_p menyebabkan *rise time* semakin kecil, di mana menyatakan respon yang lebih cepat namun memiliki kelemahan yaitu memiliki *overshoot* yang besar sebelum mencapai *steady state*. Metode ini hanya diterapkan pada kontrol *altitude* saja dan belum diterapkan pada kontrol *attitude* seperti *roll*, *pitch* dan *yaw* [3].

Berdasarkan skema kontroler PID klasik, disusun kontroler PID *nonlinear*, yang bertujuan untuk mengatur posisi dan orientasi dari *quadrotor*. Secara terpisah, gerakan UAV pada sumbu horizontal dikontrol dengan kontroler PI, sedangkan pada orientasi dan sumbu vertikal dikontrol dengan kontroler PID. Hasil simulasi menunjukkan bahwa, kontroler memiliki *robustness* terhadap pengaruh gangguan

pesawat seperti gaya *coriolis*, gaya tahan *aerodynamic*, meskipun hanya gaya gravitasi yang dikompensasi, performansi kontroler diverifikasi berdasarkan tes secara numeris. Respon sistem menunjukkan bahwa *output* aktual dari sistem mampu mencapai posisi yang diharapkan walaupun terjadi deviasi pada respon *tracking* [4].

Penelitian gerak *cruise* untuk kontrol UAV ukuran kecil, secara spesifik kontrol *nonlinear* melalui *extended linearization*. Untuk membuat kontrol ini, pembelajaran dari *model* dinamis dan beberapa hipotesis untuk mengurangi *model* dinamis juga disajikan [5]. *Model* yang di *decoupling* ini mampu dikendalikan secara independen dan stabilisasi dari kecepatan *aerodynamic*, *altitude*, dan *heading* dari pesawat. Teknik *dynamical decoupling* dipertimbangkan untuk memiliki kestabilan *altitude* ketika pesawat dihidupkan. Pembahasan pada paper ini difokuskan pada kontrol UAV berukuran kecil untuk gerak *cruise* serta menyajikan dinamika *model* sistem dan penyederhanaan untuk memperoleh hukum kontrol. Penyederhanaan dilakukan melalui *decoupling* dinamika *lateral* dan *longitudinal* menjadi dua sub *model*. Hal ini bergantung pada tiga kontroler independen yang mengatur kecepatan, *heading* dan ketinggian. Respon sistem menunjukkan validitas dari *model* yang ada dan stabilisasi yang baik untuk struktur yang nyata selama terbang yaitu, *dynamical decoupling* memberikan hasil *lost* ketinggian lebih sedikit yaitu 0,6 meter sedangkan tanpa *decoupling* sekitar 2 meter.

Penggunaan kontroler PID *nonlinear* untuk *tracking attitude* dan *tracking* posisi pada *quadrotor* digunakan untuk menghindari ambiguitas dari keempat rotor karena adanya gangguan. *Model* kontroler PID *nonlinear* merupakan gabungan dari kontroler integral *nonlinear* dengan kontroler proporsional dan kontroler derivatif *linear* (gabungan kontroler *nonlinear* I dengan *linear* PD). Penelitian ini disimulasikan pada gerak manuver yang kompleks. Berdasarkan respon sistem hasil eksperimen diketahui bahwa performansi *tracking* ketinggian dengan kontroler PID *nonlinear* menunjukkan performansi yang baik dengan nilai *error tracking* yang kecil terhadap referensi yang diberikan namun respon sistem memiliki deviasi yang besar saat sistem pertama kali menuju titik yang ditentukan. Simulasi menunjukkan efektifitas strategi kontrol *nonlinear* PID. Mekanisme pengendalian *gain* PID dilakukan secara *online* sehingga memerlukan waktu eksekusi yang lama. Berdasarkan respon sistem diketahui bahwa performansi *tracking* ketinggian dengan kontroler PID *nonlinear* menunjukkan

performansi yang baik dengan nilai *error* yang kecil terhadap referensi yang diberikan [6].

2.2 Teori Dasar

Pembahasan dalam teori dasar meliputi konsep dasar *quadrotor*, pergerakan pada *quadrotor*, sistem koordinat pada *quadrotor*, dasar pemodelan *quadrotor* dan teori dasar tentang kontroler yang digunakan pada penelitian ini.

2.3 Konsep Dasar *Quadrotor*

Quadrotor merupakan helikopter tanpa awak yang dikombinasikan dengan empat motor yang polanya diletakkan secara menyilang. *Quadrotor* menghasilkan gaya angkat sebesar nilai dari keempat motor.

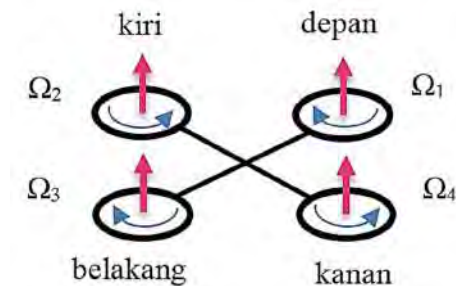
Quadrotor memiliki beberapa kelebihan dibandingkan dengan jenis wahana terbang/UAV yang lain diantaranya, dapat melakukan *Vertical Take-Off Landing* (VTOL), konstruksi yang lebih sederhana dibandingkan dengan helikopter konvensional, mampu terbang *hover*, energi kinetik lebih kecil dibandingkan dengan helikopter konvensional sehingga lebih aman jika terjadi kecelakaan, memiliki kemampuan manuver yang lebih baik dibandingkan dengan UAV bertipe *fixed wing*. Selain itu *quadrotor* juga memiliki kekurangan diantaranya, memiliki sifat konsumsi energi yang relatif lebih besar jika dibandingkan dengan UAV tipe *fixed wing*, kontrol kestabilan dari *quadrotor* relatif lebih sulit dicapai karena sifat dari dinamika sistem yang *nonlinear*.

2.4 Pergerakan *Quadrotor*

Quadrotor yang digunakan sebagai robot terbang kecil memiliki *model* mekanik yang terdiri dari empat rotor yang dipasang simetris. Secara umum *quadrotor* memiliki pengaturan motor depan dan motor belakang yang berputar searah jarum jam, sedangkan motor kiri dan motor kanan berputar berlawanan arah jarum jam. Motor-motor tersebut bersifat independen, yaitu kecepatan setiap motor dapat berbeda. Kecepatan motor pada *quadrotor* disimbolkan dengan Ω . Gerakan dan kecepatan *quadrotor* ditentukan oleh kecepatan tiap motornya. Dalam implementasinya *quadrotor*

difungsikan dalam suatu bidang x , y , dan z dengan titik pusat berada pada bagian tengah *quadrotor*. Ketiga sumbu tersebut dapat dijadikan acuan dari pergerakan *quadrotor*.

Dengan mengatur kecepatan dari setiap motor, maka pergerakan dapat berubah. *Quadrotor* dapat terbang dengan syarat gaya angkat pada *quadrotor* lebih besar daripada gaya gravitasi [2]. Pada kondisi titik berat yang seimbang dan karakteristik motor yang sama, kondisi *hover* tercapai saat semua motor memiliki kecepatan yang besarnya sama. Pengaturan arah putaran motor ditunjukkan pada Gambar 2.1

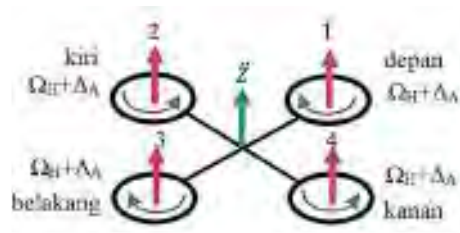


Gambar 2.1 Pengendalian Arah Putaran Motor pada *Quadrotor*

Tanda panah berwarna merah merupakan arah dari gaya angkat *quadrotor* ketika motor bergerak bersamaan dengan kecepatan setiap motor adalah sama ($\Omega_1 = \Omega_2 = \Omega_3 = \Omega_4$). Selain mengendalikan kecepatan masing-masing motor pada *quadrotor*, perlu diperhatikan juga mengenai pengendalian dalam hal *attitude* dari *quadrotor* antara lain gerakan akselerasi (*thrust*), gerakan mengguling (*roll*), gerakan mengangguk (*pitch*) dan gerakan memutar (*yaw*).

2.4.1 Gerak *Thrust* (U_1)

Gerakan *thrust* yaitu gerakan menaikkan dan menurunkan posisi *quadrotor* pada sumbu vertikal. Pergerakan ini merupakan gerak translasi *quadrotor* sepanjang sumbu z . Gerak ini terjadi ketika kecepatan dari keempat motor dipercepat atau diperlambat dengan nilai penambahan yang sama. Semakin besar penambahan, maka semakin cepat pergerakan *quadrotor* naik. Dengan pergerakan *thrust* yang diatur pada nilai tertentu, *quadrotor* dapat melakukan gerak *hover*. Pengaturan gerak *thrust* dapat dilihat pada Gambar 2.2.



Gambar 2.2 Pengendalian Kecepatan Motor Saat Gerak *Thrust*

Pada Gambar 2.2 tanda panah berwarna hijau merupakan arah gerak *quadrotor* ketika kecepatan setiap motor mengalami pertambahan nilai sebesar ΔA . Pergerakan ini dilakukan dengan memberikan kecepatan motor 1, 2, 3, dan 4 dengan besaran yang sama dengan kecepatan nominal. Ketika kecepatan keempat motor melebihi kecepatan nominal maka *quadrotor* akan bergerak naik, dan sebaliknya ketika kecepatan keempat motor lebih kecil dari kecepatan nominal maka *quadrotor* akan bergerak turun.

2.4.2 Gerak *Roll* (U_2)

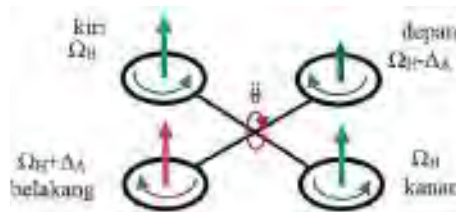
Percepatan sudut *roll* disimbolkan dengan simbol $\ddot{\phi}$. Pergerakan ini terjadi ketika kecepatan motor kiri dipercepat atau diperlambat, dan kecepatan motor kanan diubah sebaliknya. Sedangkan untuk motor depan dan belakang kecepatannya dijaga konstan. Semakin besar nilai percepatan sudut *roll* maka semakin cepat *quadrotor* berputar. Gerakan *roll* merupakan gerakan perputaran sudut *quadrotor* pada sumbu y . Gambar 2.3 mengilustrasikan gerak *roll* pada *quadrotor*, tanda panah berwarna merah bermakna kecepatan motor ditambah sebesar ΔA dan tanda panah berwarna biru bermaksud kecepatan motor dikurangi sebesar ΔA .



Gambar 2.3 Pengendalian Kecepatan Motor Saat Gerak *Roll*

2.4.3 Gerak *Pitch* (U_3)

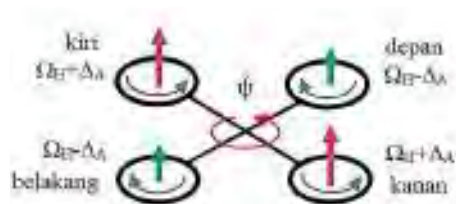
Mekanisme pergerakan ini hampir sama dengan gerak *roll*, gerakan ini dapat dilakukan dengan menambah atau mengurangi kecepatan salah satu motor depan atau belakang. Gerakan *pitch* yaitu gerakan perputaran sudut *quadrotor* pada sumbu x yang ditunjukkan pada Gambar 2.4. Percepatan sudut *pitch* disimbolkan dengan simbol $\ddot{\theta}$. Pergerakan ini terjadi ketika kecepatan motor depan dipercepat atau diperlambat, dan kecepatan motor belakang diubah sebaliknya. Sedangkan motor kanan dan dikiri kecepatannya dijaga konstan. Semakin besar percepatan sudut *pitch* maka semakin cepat pula *quadrotor* berputar.



Gambar 2.4 Pengendalian Kecepatan Motor Saat Gerak *Pitch*

2.4.4 Gerak *Yaw* (U_4)

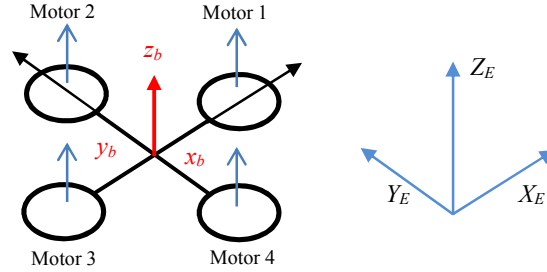
Gerakan *yaw* yaitu gerakan perputaran sudut pada sumbu z . Percepatan sudut *yaw* disimbolkan dengan $\ddot{\psi}$. Gerakan ini dilakukan dengan menambah atau mengurangi kecepatan motor yang berputar berlawanan arah jarum jam, dan memperlambat atau mempercepat motor yang berputar searah jarum jam. Kecepatan motor kiri dan kanan kecepatannya diturunkan bersamaan dengan dinaikannya kecepatan motor depan dan belakang, maka *quadrotor* berputar berlawanan arah jarum jam. Begitu pula sebaliknya, jika kecepatan motor depan dan belakang kecepatannya diturunkan bersamaan dengan dinaikannya kecepatan motor kiri dan kanan, maka *quadrotor* berputar searah jarum jam. Pergerakan sudut *yaw* dapat dilihat pada Gambar 2.5.



Gambar 2.5 Pengendalian Kecepatan Motor Saat Gerak *Yaw*

2.5 Sistem Koordinat Quadrotor

Sistem koordinat digunakan dalam pemodelan *quadrotor*. Sistem koordinat pada *quadrotor* terdiri dari $E (O, X, Y, Z)$ sebagai *inertial frame* dan $b (o', x, y, z)$ sebagai *body coordinate* seperti yang diilustrasikan pada Gambar 2.6.



Gambar 2.6 Sistem Koordinat *Quadrotor*

Untuk mengubah vektor *state* dari *inertial frame* (E) ke *body coordinate* (B) diperlukan matrik transformasi. Matrik ini menjelaskan tentang konversi rotasi yang pertama terhadap sumbu x , kemudian terhadap sumbu y , dan yang terakhir terhadap sumbu z . Matrik tersebut dapat dicari menggunakan Persamaan (2.1).

$${}^E_B R = R_{x,\phi} * R_{y,\theta} * R_{z,\psi} \quad (2.1)$$

di mana, $R_{x,\phi}$, $R_{y,\theta}$ dan $R_{z,\psi}$ merupakan matrik rotasi pada setiap sumbunya, seperti yang dijabarkan sebagai berikut:

- Rotasi terhadap sumbu $x : R_{x,\phi} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix}$

dengan sudut *roll* $\phi \in \left(-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}\right)$

- Rotasi terhadap sumbu $y : R_{y,\theta} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix}$

dengan sudut *pitch* $\theta \in \left(-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}\right)$

$$\text{Rotasi terhadap sumbu } z : R_{z,\psi} = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

dengan sudut *yaw* $\psi \in \left(-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}\right)$

Sehingga diperoleh matrik tranformasi dari *inertial frame* ke *body coordinate*

$${}^E_B R = R_{x,\phi} * R_{y,\theta} * R_{z,\psi} = \begin{bmatrix} C\theta C\psi & -C\theta S\psi & S\theta \\ S\phi S\theta C\psi + C\phi S\psi & -S\phi S\theta S\psi + C\phi C\psi & -S\phi C\theta \\ -C\phi S\theta C\psi + S\phi S\psi & C\phi S\theta S\psi + S\phi C\psi & C\phi C\theta \end{bmatrix}$$

Sedangkan matrik transformasi dari *body coordinate* (*B*) ke *inertial frame* (*E*) seperti yang ditunjukkan pada Persamaan (2.2)

$${}^B_E R = R_{z,\psi} * R_{y,\theta} * R_{x,\phi} = \begin{bmatrix} C\theta C\psi & -C\phi S\psi + S\phi S\theta C\psi & S\phi S\psi + C\phi S\theta C\psi \\ C\theta S\psi & C\phi C\psi + S\phi S\theta S\psi & -S\phi C\psi + C\phi S\theta S\psi \\ -S\theta & S\phi C\theta & C\phi C\theta \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

2.6 Dasar Pemodelan *Quadrotor*

Pemodelan secara fisik terbilang kompleks apabila tanpa adanya asumsi yang digunakan untuk menyederhanakan persamaan. Beberapa asumsi yang digunakan dalam pemodelan ini adalah

1. Percepatan gravitasi konstan dan tegak lurus terhadap permukaan bumi
2. Posisi pusat massa tepat di tengah
3. Struktur *quadrotor* pejal dan simetris
4. Struktur *propeller* adalah pejal

Quadrotor memiliki 6 *degree of freedom* (DoF) dengan 12 *output*, *output* tersebut menghasilkan gerakan yang mempresentasikan *attitude* dari *quadrotor* yaitu gerakan translasi x, y, z dan gerakan rotasi ϕ, θ, ψ . Variabel-variabel tersebut ditunjukkan pada Tabel 2.1

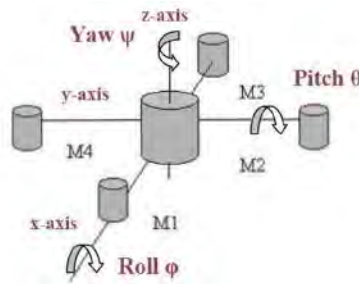
Tabel 2.1 Variabel pada Pergerakan *Quadrotor*

Variabel	Keterangan
x	Posisi <i>quadrotor</i> terhadap sumbu X_E
y	Posisi <i>quadrotor</i> terhadap sumbu Y_E
z	Posisi <i>quadrotor</i> terhadap sumbu Z_E
u	Kecepatan <i>quadrotor</i> yang diukur pada sumbu x_b
v	Kecepatan <i>quadrotor</i> yang diukur pada sumbu y_b
w	Kecepatan <i>quadrotor</i> yang diukur pada sumbu z_b
ϕ	Sudut <i>roll</i> terhadap sumbu X_E
θ	Sudut <i>pitch</i> terhadap sumbu Y_E
ψ	Sudut <i>yaw</i> terhadap sumbu Z_E
p	Kecepatan sudut <i>roll</i> yang diukur pada sumbu x_b
q	Kecepatan sudut <i>pitch</i> yang diukur pada sumbu y_b
r	Kecepatan sudut <i>yaw</i> yang diukur pada sumbu z_b

2.6.1 Inersia *Quadrotor*

Ada beberapa asumsi yang diberikan sebelum menghitung momen inersia terhadap sumbu X_b dan Y_b dari *quadrotor*. Asumsi-asumsi tersebut yaitu

1. Motor M_1 dan M_2 berbentuk silindris dengan jari-jari r , tinggi h , dan massa m .
2. Badan tengah dari *quadrotor* juga berbentuk silindris dengan jari-jari R , tinggi H , dan massa M .



Gambar 2.7 Inersia pada Sumbu X_b , Y_b dan Z_b

Pada Gambar 2.7 menampilkan bentuk silindris yang menjadi acuan menghitung inersia *quadrotor*. Momen inersia terhadap sumbu x ada 2 bagian, yaitu:

1. Hubungan gaya dari Motor M_2 dan M_4 terhadap sumbu X dengan jari-jari putaran l
2. Hubungan Motor M_1 , M_3 , dan *body* tengah terhadap sumbu X_b

Momen inersia bentuk silindris yang tegak lurus terhadap badan *quadrotor* terlihat pada Persamaan (2.3). Bagian pertama, hubungan gaya dari motor M₂ dan M₄ terhadap sumbu X_b ditampilkan pada Persamaan (2.4). Bagian kedua, hubungan motor M₁, M₃, dan *body* tengah terhadap sumbu X_b ditampilkan pada Persamaan (2.5) dan (2.6).

$$J_{c,x} = \frac{m_c * r_c^2}{4} + \frac{m_c h_c^2}{12} \quad (2.3)$$

$$J_{2-4,x} = 2m_r l^2 \quad (2.4)$$

$$J_{1,x} = \frac{m_1 * r_1^2}{4} + \frac{m_1 h_1^2}{12} \quad (2.5)$$

$$J_{3,x} = \frac{m_3 * r_3^2}{4} + \frac{m_3 h_3^2}{12} \quad (2.6)$$

Jika diketahui bahwa,

$$m_1 = m_2 = m_3 = m_4 = m_r \quad (2.7)$$

$$r_1 = r_2 = r_3 = r_4 = r_r \text{ dan } h_1 = h_2 = h_3 = h_4 = h_r$$

Maka total persamaan J_{xx} dan J_{yy} merupakan hasil penjumlahan dari Persamaan (2.5) dan (2.6) yang dinyatakan dalam Persamaan (2.8) dan (2.9).

$$J_{xx} = \frac{mr_r^2}{2} + \frac{mh_r^2}{6} + \frac{m_o r_c^2}{4} + \frac{m_o h_c^2}{12} + 2m_r l^2 \quad (2.8)$$

$$J_{yy} = \frac{mr_r^2}{2} + \frac{mh_r^2}{6} + \frac{m_o r_c^2}{4} + \frac{m_o h_c^2}{12} + 2m_r l^2 \quad (2.9)$$

Untuk menghitung momentum inersia pada sumbu Z_b , dapat dibagi menjadi 2 bagian, yaitu

1. Momen inersia pada badan tengah *quadrotor*
2. Hubungan motor M₁, M₂, M₃, dan M₄

Bagian pertama, momentum inersia pada badan tengah *quadrotor* adalah terlihat pada Persamaan (2.10). Bagian kedua, hubungan motor M₁, M₂, M₃, dan M₄ terlihat pada Persamaan (2.11).

$$J_{c-z} = \frac{m_c r_c^2}{2} \quad (2.10)$$

$$J_{1-2-3-4,z} = 4m_r l^2 \quad (2.11)$$

Total persamaan J_{zz} merupakan penjumlahan dari Persamaan (2.10) dan (2.11) yang ditunjukkan pada Persamaan (2.12).

$$J_{zz} = \frac{m_c r_c^2}{2} + 4m_r l^2 \quad (2.12)$$

2.6.2 Gaya dan Momen *Quadrotor*

Pada bagian ini akan dibahas mengenai gaya dan momen yang bekerja pada *quadrotor*. Pada *quadrotor* dianggap tidak ada yang berbentuk aerodinamis sehingga gaya aerodinamis dan momen aerodinamis yang terjadi dapat diabaikan. Berdasarkan gaya yang terjadi pada tiap motor, dapat dihitung persamaan torsi yang terjadi pada gerak *roll*, *pitch*, dan *yaw*.

$$U_1 = F_{T1} + F_{T2} + F_{T3} + F_{T4} \quad (2.13)$$

$$U_2 = F_{T2} - F_{T4} \quad (2.14)$$

$$U_3 = F_{T1} - F_{T3} \quad (2.15)$$

$$U_4 = d(F_{T1} + F_{T3} - F_{T2} - F_{T4}) \quad (2.16)$$

dengan d adalah konstanta *drag* yang terjadi pada *quadrotor* dan F_{Ti} merupakan konstanta *thrust* pada setiap baling-baling yang dinyatakan dalam Persamaan (2.17).

$$F_{Ti} = K \frac{\omega}{s + \omega} u_i \quad (2.17)$$

2.7 Kontroler

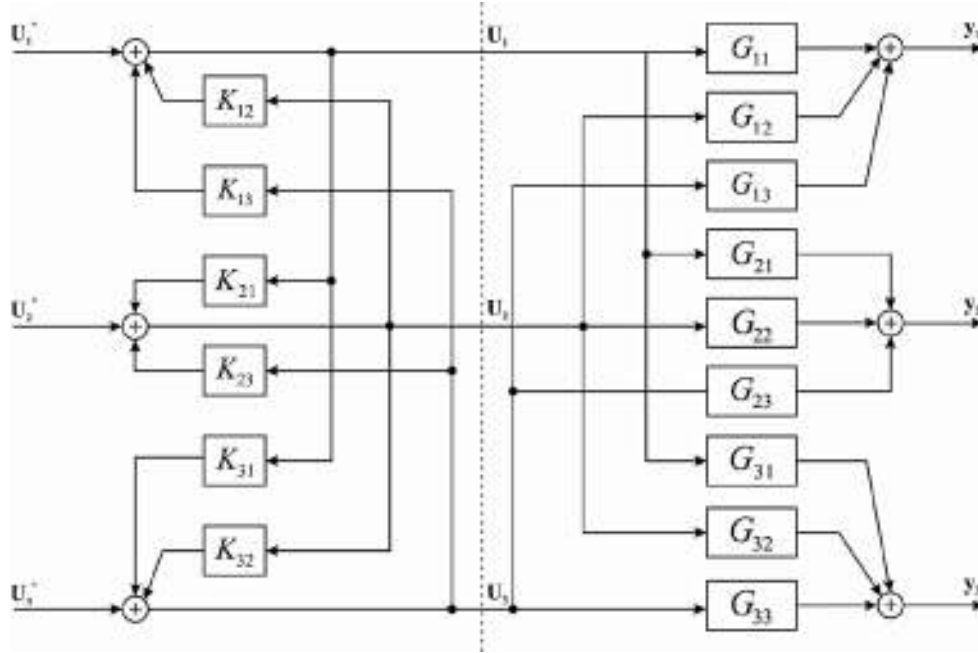
Kontroler merupakan salah satu komponen sistem pengendalian yang berfungsi mengolah sinyal umpan balik dan sinyal *input* (*setpoint*) atau sinyal error menjadi sinyal kontrol.

2.7.1 Metode *Decoupling*

Metode *decoupling* adalah suatu metode untuk menghilangkan interaksi kontrol lain dari suatu sistem MIMO (*Multiple Input Multiple Output*), sehingga sistem tersebut seolah-olah bekerja seperti sistem SISO (*Single Input Single Output*). Suatu sistem MIMO dengan tiga *input* dan tiga *output*, dapat diubah menjadi tiga buah sistem dengan

satu *input* dan satu *output* yang tidak saling berinteraksi. Gambar 2.8 menunjukkan mekanisme *decoupling* untuk meniadakan tiga *input* kontrol yang saling berinteraksi.

Berdasarkan Gambar 2.8 dapat diperoleh persamaan matematis untuk menghilangkan interaksi kontrol pada masing-masing *output*, sehingga satu *output* hanya bergantung pada satu *input*.



Gambar 2.8 Proses *Decoupling* untuk Tiga *Input* dan Tiga *Output*

Persamaan (2.18)-(2.29) menunjukkan proses *decoupling* untuk tiga *input* dan tiga *output*. *Decoupling gain* untuk menghilangkan interaksi sistem tiga *input* dan tiga *output* ditunjukkan pada Persamaan (2.18)-(2.23).

$$k_{12} = -\frac{G_{12}}{G_{11}} \quad (2.18)$$

$$k_{13} = -\frac{G_{13}}{G_{11}} \quad (2.19)$$

$$k_{21} = -\frac{G_{21}}{G_{22}} \quad (2.20)$$

$$k_{23} = -\frac{G_{23}}{G_{22}} \quad (2.21)$$

$$k_{31} = -\frac{G_{31}}{G_{33}} \quad (2.22)$$

$$k_{32} = -\frac{G_{32}}{G_{33}} \quad (2.23)$$

Persamaan *input* untuk menghilangkan interaksi kontrol yang lain ditunjukkan pada Persamaan (2.24)-(2.26).

$$\begin{aligned} u_1 &= u_1^* + k_{12}u_2 + k_{13}u_3 \\ u_1 &= u_1^* - \frac{G_{12}}{G_{11}}u_2 - \frac{G_{13}}{G_{11}}u_3 \end{aligned} \quad (2.24)$$

$$\begin{aligned} u_2 &= u_2^* + k_{21}u_1 + k_{23}u_3 \\ u_2 &= u_2^* - \frac{G_{21}}{G_{22}}u_1 - \frac{G_{23}}{G_{22}}u_3 \end{aligned} \quad (2.25)$$

$$\begin{aligned} u_3 &= u_3^* + k_{31}u_1 + k_{32}u_2 \\ u_3 &= u_3^* - \frac{G_{31}}{G_{33}}u_1 - \frac{G_{32}}{G_{33}}u_2 \end{aligned} \quad (2.26)$$

Persamaan *output* hasil *decoupling* digunakan untuk menghilangkan interaksi *input* kontrol, sehingga satu *output* hanya bergantung pada satu *input* kontrol. Hasil *output decoupling* ditunjukkan pada Persamaan (2.27)-(2.29).

$$\begin{aligned} y_1 &= G_{11}u_1 + G_{12}u_2 + G_{13}u_3 \\ y_1 &= G_{11}(u_1^* - \frac{G_{12}}{G_{11}}u_2 - \frac{G_{13}}{G_{11}}u_3) + G_{12}u_2 + G_{13}u_3 \end{aligned} \quad (2.27)$$

$$\begin{aligned} y_1 &= G_{11}u_1^* - G_{12}u_2 - G_{13}u_3 + G_{12}u_2 + G_{13}u_3 \\ y_1 &= G_{11}u_1^* \end{aligned}$$

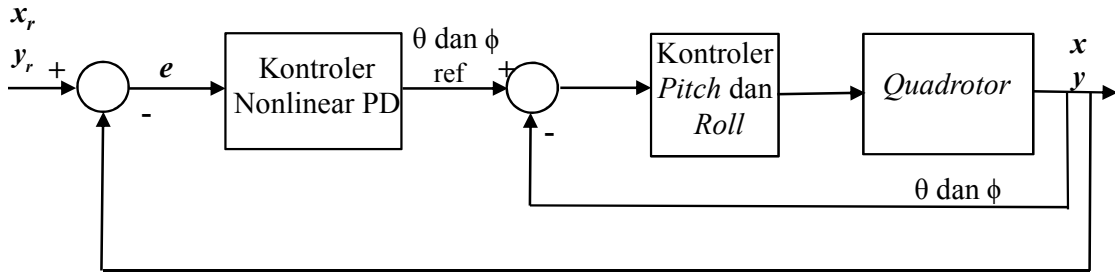
$$\begin{aligned} y_2 &= G_{21}u_1 + G_{22}u_2 + G_{23}u_3 \\ y_2 &= G_{21}u_1 + G_{22}(u_2^* - \frac{G_{21}}{G_{22}}u_1 - \frac{G_{23}}{G_{22}}u_3) + G_{23}u_3 \end{aligned} \quad (2.28)$$

$$\begin{aligned} y_2 &= G_{21}u_1 + G_{22}u_2^* - G_{21}u_1 - G_{23}u_3 + G_{23}u_3 \\ y_2 &= G_{22}u_2^* \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
y_3 &= G_{31}u_1 + G_{32}u_2 + G_{33}u_3 \\
y_3 &= G_{31}u_1 + G_{32}u_2 + G_{33}\left(u_3^* - \frac{G_{31}}{G_{33}}u_1 - \frac{G_{32}}{G_{33}}u_2\right) \\
y_3 &= G_{31}u_1 + G_{32}u_2 + G_{33}u_3^* - G_{31}u_1 - G_{32}u_2 \\
y_3 &= G_{33}u_3^*
\end{aligned} \tag{2.29}$$

2.7.2 Kontroler *Nonlinear* PD

Struktur kontroler *nonlinear* PD menyerupai struktur kontroler PD konvensional, perbedaannya terletak pada *plant* yang digunakan yaitu *plant nonlinear* sehingga persamaan gain K_p dan K_d untuk kontroler *plant* akan berupa persamaan *nonlinear*. Blok diagram dari *nonlinear* PD ditunjukkan pada Gambar 2.9.



Gambar 2.9 Diagram Kontroler *Nonlinear* PD

BAB 3

PERANCANGAN SISTEM

3.1 Model Dinamik *Quadrotor*

Model yang dirancang memiliki 12 *output* yaitu 3 kecepatan translasi ($\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$), 3 posisi *linear* (x, y, z), 3 kecepatan rotasi (p, q, r), dan terakhir 3 posisi sudut (ϕ, θ, ψ). *Output* digunakan sebagai umpan balik menuju kontroler agar kontroler dapat melakukan koreksi terhadap kesalahan. Hal yang dibahas meliputi *model* dinamik gerak translasi dan *model* dinamik gerak rotasi.

3.1.1 Model Dinamik Gerak Translasi *Quadrotor*

Dinamika gerak translasi pada *quadrotor* diperoleh berdasarkan persamaan hukum Newton-II, sehingga diperoleh persamaan

$$\Sigma F = m\ddot{\xi} \quad (3.1)$$

$$F_f + F_t + F_g = m\ddot{\xi} \quad (3.2)$$

Jika gaya gesek diabaikan maka resultan gaya yang bekerja dinyatakan dalam Persamaan (3.3).

$$F_f + F_g = m\ddot{\xi} \quad (3.3)$$

ξ merupakan posisi dari pusat *massa quadrotor* terhadap *inertial frame* yang dinyatakan pada Persamaan (3.4).

$$\xi = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

F_f merupakan resultan gaya yang dihasilkan oleh keempat rotor yang dinyatakan pada Persamaan (3.5).

$$F_f = \begin{bmatrix} F_{fx} \\ F_{fy} \\ F_{fz} \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

di mana

F_{fx} : Komponen gaya dalam arah sumbu x

F_{fy} : Komponen gaya dalam arah sumbu y

F_{fz} : Komponen gaya dalam arah sumbu z

Berdasarkan pembahasan pada bab dua diketahui bahwa vektor transformasi dari *body coordinate* ke *inertial frame* dinyatakan oleh Persamaan (3.6).

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C\theta C\psi & -C\phi S\psi + S\phi S\theta C\psi & S\phi S\psi + C\phi S\theta C\psi \\ C\theta S\psi & C\phi C\psi + S\phi S\theta S\psi & -S\phi C\psi + C\phi S\theta S\psi \\ -S\theta & S\phi C\theta & C\phi C\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_B \\ y_B \\ z_B \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_B (C\theta C\psi) + y_B (-C\phi S\psi + S\phi S\theta C\psi) + z_B (S\phi S\psi + C\phi S\theta C\psi) \\ x_B (C\theta S\psi) + y_B (C\phi C\psi + S\phi S\theta S\psi) + z_B (-S\phi C\psi + C\phi S\theta S\psi) \\ x_B (-S\theta) + y_B (S\phi C\theta) + z_B (C\phi C\theta) \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

di mana

C : fungsi *cosinus*

S : fungsi *sinus*

Persamaan (3.7) menyatakan bahwa komponen dari z_B pada sumbu x adalah $z_B (S\phi S\psi + C\phi S\theta C\psi)$, komponen dari z_B pada sumbu y adalah $z_B (-S\phi C\psi + C\phi S\theta S\psi)$ dan komponen dari z_B pada sumbu z adalah $z_B (C\phi C\theta)$. Arah dari F_f searah dengan z_B sehingga komponen gaya total (F_f) pada sumbu x , y , dan z dinyatakan dalam Persamaan (3.8)-(3.10).

$$F_{fx} = F_f (S\phi S\psi + C\phi S\theta C\psi) \quad (3.8)$$

$$F_{fy} = F_f (-S\phi C\psi + C\phi S\theta S\psi) \quad (3.9)$$

$$F_{fz} = F_f (C\phi C\theta) \quad (3.10)$$

atau

$$\begin{bmatrix} F_{fx} \\ F_{fy} \\ F_{fz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (S\phi S\psi + C\phi S\theta C\psi) \\ (-S\phi C\psi + C\phi S\theta S\psi) \\ (C\phi C\theta) \end{bmatrix} * U_1 \quad (3.11)$$

F_g merupakan gaya tarik gravitasi yang dinyatakan dalam Persamaan (3.12).

$$F_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

Dinamika gerak translasi pada *quadrotor* dapat diperoleh dengan mensubstitusikan gaya F_f dan F_g kedalam persamaan hukum Newton-II, sebagaimana dinyatakan dalam Persamaan (3.13).

$$F_f + F_g = m\ddot{\xi}$$

$$\begin{bmatrix} (S\phi S\psi + C\phi S\theta C\psi) \\ (-S\phi C\psi + C\phi S\theta S\psi) \\ (C\phi C\theta) \end{bmatrix} * U_1 + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} = m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

Berdasarkan Persamaan (3.13) dapat diperoleh persamaan lengkap dinamika gerak translasi *quadrotor* yang dinyatakan dalam Persamaan (3.14)-(3.16).

$$\ddot{x} = (\sin \phi \sin \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi) \frac{U_1}{m} \quad (3.14)$$

$$\ddot{y} = (-\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi) \frac{U_1}{m} \quad (3.15)$$

$$\ddot{z} = \frac{U_1}{m} \cos \phi \cos \theta - g \quad (3.16)$$

3.1.2 Model Dinamik Gerak Rotasi *Quadrotor*

Dengan menggunakan persamaan Newton-Euler dapat diperoleh dinamika gerak rotasi pada *quadrotor*, sehingga diperoleh persamaan

$$\Sigma \tau = \Omega \times J\Omega + J\dot{\Omega} \quad (3.17)$$

$$J\dot{\Omega} = -\Omega \times J\Omega + \Sigma \tau \quad (3.18)$$

$$J\dot{\Omega} = -\Omega \times J\Omega + \tau_f + \tau_a \quad (3.19)$$

Jika gaya gesek diabaikan maka resultan gaya yang bekerja dinyatakan dalam Persamaan (3.20).

$$J\dot{\Omega} = -\Omega \times J\Omega + \tau_f \quad (3.20)$$

Ω merupakan kecepatan sudut dari *quadrotor* yang dinyatakan dalam Persamaan (3.21).

$$\Omega = \begin{bmatrix} \Omega_x \\ \Omega_y \\ \Omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (3.21)$$

$J \in R^{3 \times 3}$ merupakan matriks inersia dari *quadrotor* terhadap *body frame* yang dinyatakan dalam Persamaan (3.22).

$$J = \begin{bmatrix} J_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & J_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & J_{zz} \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

Nilai $-\Omega \times J\Omega$ dinyatakan dalam Persamaan (3.23) yang dapat dihitung dengan mensubstitusikan Persamaan (3.21) dan (3.22).

$$-\Omega \times J\Omega = J\Omega \times \Omega$$

$$\begin{aligned} &= \begin{bmatrix} J_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & J_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & J_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} J_{xx}\dot{\phi} \\ J_{yy}\dot{\theta} \\ J_{zz}\dot{\psi} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \\ &= (J_{xx}\dot{\theta}\dot{\phi} - J_{yy}\dot{\theta}\dot{\phi})k + (J_{zz}\dot{\phi}\dot{\psi} - J_{xx}\dot{\phi}\dot{\psi})j + (J_{yy}\dot{\theta}\dot{\psi} - J_{zz}\dot{\theta}\dot{\psi})i \\ &= \dot{\theta}\dot{\phi}(J_{xx} - J_{yy})k + \dot{\phi}\dot{\psi}(J_{zz} - J_{xx})j + \dot{\theta}\dot{\psi}(J_{yy} - J_{zz})i \end{aligned} \quad (3.23)$$

atau

$$-\Omega \times J\Omega = \begin{bmatrix} \dot{\theta}\dot{\psi}(J_{yy} - J_{zz}) \\ \dot{\phi}\dot{\psi}(J_{zz} - J_{xx}) \\ \dot{\theta}\dot{\phi}(J_{xx} - J_{yy}) \end{bmatrix} \quad (3.24)$$

τ_f merupakan resultan momen gaya *thrust* yang dihasilkan oleh masing-masing rotor.

Nilai momen pada sumbu x , y , dan z dinyatakan dalam Persamaan (3.25).

$$\begin{aligned} \tau_{fx} &= l(F_2 - F_4) \\ \tau_{fy} &= l(F_1 - F_3) \\ \tau_{fz} &= d(F_1 + F_3 - F_2 - F_4) \end{aligned} \quad (3.25)$$

di mana

l : jarak antara pusat *massa quadrotor* dengan sumbu rotasi *propeller*

d : koefisien gaya *drag*

Dinamika gerak rotasi pada *quadrotor* dapat diperoleh dengan mensubstitusikan momen gaya τ_f dan $-\Omega \times J\Omega$ kedalam persamaan hukum Newton-Euler, sebagaimana dinyatakan dalam Persamaan (3.26).

$$J\dot{\Omega} = -\Omega \times J\Omega + \tau_f$$

$$\begin{bmatrix} J_{xx}\ddot{\phi} \\ J_{yy}\ddot{\theta} \\ J_{zz}\ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\theta}\dot{\psi}(J_{yy} - J_{zz}) \\ \dot{\phi}\dot{\psi}(J_{zz} - J_{xx}) \\ \dot{\theta}\dot{\phi}(J_{xx} - J_{yy}) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} l(F_2 - F_4) \\ l(F_1 - F_3) \\ d(F_1 + F_3 - F_2 - F_4) \end{bmatrix} \quad (3.26)$$

Berdasarkan Persamaan (3.26) dapat diperoleh persamaan lengkap dinamika gerak translasi *quadrotor* yang dinyatakan dalam Persamaan (3.27)-(3.29).

$$\ddot{\phi} = \dot{p} = \frac{U_2 l}{J_{xx}} - \frac{qr}{J_{xx}}(J_{zz} - J_{yy}) \quad (3.27)$$

$$\ddot{\theta} = \dot{q} = \frac{U_3 l}{J_{yy}} - \frac{pr}{J_{yy}}(J_{xx} - J_{zz}) \quad (3.28)$$

$$\ddot{\psi} = \dot{r} = \frac{U_4}{J_{zz}} - \frac{pq}{J_{zz}}(J_{yy} - J_{xx}) \quad (3.29)$$

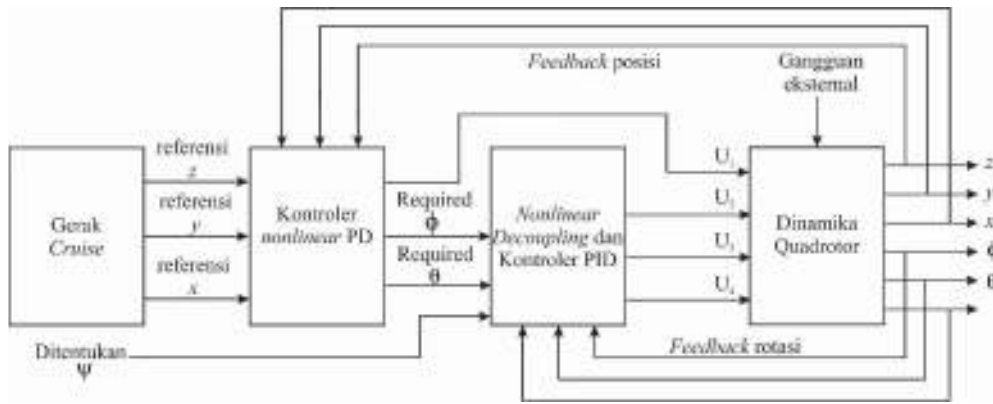
Nilai inersia J_{xx} merupakan inersia *quadrotor* terhadap sumbu x , J_{yy} merupakan inersia *quadrotor* terhadap sumbu y , dan J_{zz} merupakan inersia *quadrotor* terhadap sumbu z . Nilai parameter pada *quadrotor* yang digunakan ditunjukkan pada Tabel 3.1.

Tabel 3.1 Nilai Parameter *Quadrotor* [8]

Parameter	Simbol	Nilai	Unit
Input PWM dari aktuator	K	120	N
Jarak antara baling-baling hingga pusat <i>quadrotor</i>	L	0,2	M
Momen inersia pada sumbu x	J_{roll}	0,03	kg.m ²
Momen inersia pada sumbu y	J_{pitch}	0,03	kg.m ²
Momen inersia pada sumbu z	J_{yaw}	0,04	kg.m ²
Massa <i>quadrotor</i>	M	3,499	kg
<i>Bandwidth</i> aktuator	ω	15	rad/sec

Keseluruhan sistem kontrol terdiri dari 2 subsistem kontrol, yaitu sistem kontrol untuk gerak rotasi dan sistem kontrol untuk gerak translasi, sebagaimana ditunjukkan oleh diagram kontrol pada Gambar 3.1. Hal ini didasarkan pada *model* dinamik *quadrotor* yang telah diperoleh, di mana sudut-sudut dinamik (sudut *pitch*, *roll*, dan *yaw*) beserta turunannya tidak bergantung pada komponen translasi, namun dinamika gerak translasi bergantung pada sudut-sudut dinamik.

Secara umum, sistem navigasi memberikan titik-titik referensi atau posisi yang diharapkan (x_r, y_r, z_r), kemudian sistem kontrol posisi atau sistem kontrol translasi akan memberikan referensi sudut-sudut dinamik yang diperlukan untuk bisa mencapai posisi yang diharapkan pada sistem kontrol rotasi. Sistem kontrol rotasi akan memberikan sinyal kontrol pada aktuator untuk memberikan aksi kontrol yang sesuai pada *quadrotor*. Strategi kontrol yang diterapkan pada plant ditunjukkan pada Gambar 3.1



Gambar 3.1 Strategi Kontrol yang Diterapkan pada *Plant*

3.2 Perancangan *Nonlinear Decoupling* untuk Gerak Rotasi

Dalam melakukan gerak *cruise* yang diatur adalah sudut *roll*, sudut *pitch*, sudut *yaw*, translasi pada sumbu x , sumbu y , dan translasi pada sumbu z . Berdasarkan Persamaan (3.27)-(3.29), diketahui bahwa persamaan gerak rotasi pada *quadrotor* (sudut *roll*, *pitch*, dan *yaw*) saling berinteraksi satu sama lain, kondisi ini menyebabkan *plant* tidak stabil dan masing-masing sudut tidak bisa dikendalikan secara independen. Untuk mengatasi ketidakstabilan *plant* karena adanya interaksi pada masing-masing sudut rotasi digunakan metode *decoupling*.

Metode *decoupling* merupakan metode untuk menghilangkan interaksi kontrol lain dalam satu sistem MIMO, sehingga sistem tersebut seolah-olah bekerja seperti sistem SISO. Dengan demikian pengendalian gerak rotasi dapat dilakukan secara independen pada masing-masing sudut rotasi sehingga kestabilan sistem dapat dicapai.

Perancangan *decoupling* diletakkan pada sudut *roll*, *pitch* dan *yaw*. Tujuan dilakukan proses *decoupling* untuk menghilangkan sinyal kontrol sudut *pitch* dan *yaw* yang berpengaruh pada sudut *roll*, menghilangkan sinyal kontrol sudut *roll* dan *yaw* yang berpengaruh pada sudut *pitch* serta menghilangkan sinyal kontrol sudut *roll* dan *pitch* yang berpengaruh pada sudut *yaw*.

Kondisi *coupling* untuk gerak rotasi pada *quadrotor* mengacu pada Persamaan (3.27)-(3.29) menyatakan interaksi antar input kontrol, penyederhanaan persamaan dilakukan, yaitu $k_1 = (J_{yy} - J_{zz})/J_{xx}$, $k_2 = l/J_{xx}$, $k_3 = (J_{zz} - J_{xx})/J_{yy}$, $k_4 = l/J_{yy}$, $k_5 = (J_{xx} - J_{yy})/J_{zz}$, $k_6 = l/J_{zz}$, sehingga diperoleh persamaan baru untuk gerak rotasi *quadrotor* yang ditunjukkan pada Persamaan (3.30)-(3.32).

$$\ddot{\phi} = k_1 qr + k_2 U_2 \quad (3.30)$$

$$\ddot{\theta} = k_3 pr + k_4 U_3 \quad (3.31)$$

$$\ddot{\psi} = k_5 pq + k_6 U_4 \quad (3.32)$$

Persamaan (3.30)-(3.32) direpresentasikan dalam matriks, seperti yang ditunjukkan pada Persamaan (3.33).

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_1 qr + k_2 U_2 \\ k_3 pr + k_4 U_3 \\ k_5 pq + k_6 U_4 \end{bmatrix} \quad (3.33)$$

Persamaan (3.33) dinyatakan sebagai hubungan antara percepatan rotasi dan kecepatan sudut yang direpresentasikan dalam matriks, seperti yang ditunjukkan pada Persamaan (3.34) dan (3.35).

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{p} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \\ \dot{\psi} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p \\ k_1 qr \\ q \\ k_3 pr \\ r \\ k_5 pq \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ k_2 U_2 \\ 0 \\ k_4 U_3 \\ 0 \\ k_6 U_4 \end{bmatrix} \quad (3.34)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{p} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \\ \dot{\psi} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ p \\ \theta \\ q \\ \psi \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ k_1 qr \\ 0 \\ k_3 pr \\ 0 \\ k_5 pq \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ k_2 U_2 \\ 0 \\ k_4 U_3 \\ 0 \\ k_6 U_4 \end{bmatrix} \quad (3.35)$$

Misal didefinisikan U^* untuk memperoleh persamaan U , berdasarkan Persamaan (3.35) dapat diperoleh persamaan *input* kontrol sistem yang dinyatakan dalam Persamaan (3.36).

$$\begin{aligned} U_2^* &= k_1 qr + k_2 U_2 \\ U_2 &= -\frac{1}{k_2} (k_1 qr) + \frac{U_2^*}{k_2} \\ U_3^* &= k_3 pr + k_4 U_3 \\ U_3 &= -\frac{1}{k_4} (k_3 pr) + \frac{U_3^*}{k_4} \\ U_4^* &= k_5 pq + k_6 U_4 \\ U_4 &= -\frac{1}{k_6} (k_5 pq) + \frac{U_4^*}{k_6} \end{aligned} \quad (3.36)$$

Proses *decoupling* dilakukan dengan cara mensubstitusikan Persamaan (3.36) ke dalam Persamaan (3.35) sehingga dapat diperoleh Persamaan (3.37).

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{p} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \\ \dot{\psi} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ p \\ \theta \\ q \\ \psi \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ k_1 qr \\ 0 \\ k_3 pr \\ 0 \\ k_5 pq \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ k_2 U_2 \\ 0 \\ k_4 U_3 \\ 0 \\ k_6 U_4 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{p} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \\ \dot{\psi} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ p \\ \theta \\ q \\ \psi \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ k_1 qr \\ 0 \\ k_3 pr \\ 0 \\ k_5 pq \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ k_2 \left(-\frac{1}{k_2} (k_1 qr) + \frac{U_2^*}{k_2} \right) \\ 0 \\ k_4 \left(-\frac{1}{k_4} (k_3 pr) + \frac{U_3^*}{k_4} \right) \\ 0 \\ k_6 \left(-\frac{1}{k_6} (k_5 pq) + \frac{U_4^*}{k_6} \right) \end{bmatrix} \quad (3.37)$$

Persamaan *output* hasil *decoupling* ditunjukkan pada Persamaan (3.38) yang menyatakan satu *output* hanya bergantung pada satu *input* dan merupakan penyelesaian dari Persamaan (3.37).

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{p} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \\ \dot{\psi} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ p \\ \theta \\ q \\ \psi \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ U_2^* \\ 0 \\ U_3^* \\ 0 \\ U_4^* \end{bmatrix} \quad (3.38)$$

Berdasarkan Persamaan (3.38) dapat diketahui bahwa *output* hasil *decoupling* menjadikan sistem yang awalnya tercoupling dapat terpisah menjadi tiga subsistem yang independen, seperti yang ditunjukkan pada Persamaan (3.39)-(3.41).

Hasil *decoupling* pada sudut *roll* digunakan untuk menghilangkan sinyal kontrol sudut *pitch* dan *yaw* yang berpengaruh pada sudut *roll*, sehingga sudut *roll* dapat dikontrol secara independen yang dinyatakan dalam Persamaan (3.39).

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{p} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \phi \\ p \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} U_2^* \quad (3.39)$$

Persamaan (3.40) menunjukkan hasil *decoupling* pada sudut *pitch* untuk menghilangkan sinyal kontrol sudut *roll* dan *yaw* yang berpengaruh pada sudut *pitch* agar sudut *pitch* dapat dikontrol secara independen.

$$\begin{pmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{q} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \theta \\ q \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} U_3^* \quad (3.40)$$

Persamaan (3.41) menunjukkan hasil *decoupling* pada sudut *yaw* untuk menghilangkan sinyal kontrol sudut *roll* dan *pitch* yang berpengaruh pada sudut *yaw*, sehingga sudut *yaw* dapat dikontrol secara independen.

$$\begin{pmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \psi \\ r \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} U_4^* \quad (3.41)$$

Fungsi transfer hasil *decoupling* pada sudut *roll* dapat dihitung melalui Persamaan (3.42).

$$\begin{aligned} \begin{pmatrix} s\phi(s) \\ sp(s) \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \phi(s) \\ p(s) \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} U_2^*(s) \\ \left\{ \begin{pmatrix} s & 0 \\ 0 & s \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \right\} \begin{pmatrix} \phi(s) \\ p(s) \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} U_2^*(s) \\ \begin{pmatrix} s & -1 \\ 0 & s \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \phi(s) \\ p(s) \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} U_2^*(s) \\ \begin{pmatrix} \phi(s) \\ p(s) \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} s & -1 \\ 0 & s \end{pmatrix}^{-1} \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} U_2^*(s) \\ \begin{pmatrix} \phi(s) \\ p(s) \end{pmatrix} &= \frac{1}{s^2} \begin{pmatrix} s & 1 \\ 0 & s \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} U_2^*(s) \\ \begin{pmatrix} \phi(s) \\ p(s) \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} \frac{1}{s} & \frac{1}{s^2} \\ 0 & \frac{1}{s} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} U_2^*(s) \end{aligned} \quad (3.42)$$

Dengan menggunakan Persamaan (3.42) dapat diperoleh fungsi transfer hasil *decoupling* pada sudut *roll* yang dinyatakan dalam Persamaan (3.43) dan dapat diketahui bahwa sistem seolah-olah bekerja secara SISO, dengan *output* sudut *roll* dan *input* U_2^* .

$$\begin{aligned} \phi(s) &= \frac{1}{s^2} U_2^*(s) \\ \frac{\phi(s)}{U_2^*(s)} &= \frac{1}{s^2} \\ p(s) &= \frac{1}{s} U_2^*(s) \\ \frac{p(s)}{U_2^*(s)} &= \frac{1}{s} \end{aligned} \quad (3.43)$$

Hasil *decoupling* pada sudut *pitch* yang menyatakan hubungan *single input* dan *single output* ditunjukkan pada Persamaan (3.44).

$$\begin{aligned}
\begin{pmatrix} s\theta(s) \\ sq(s) \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \theta(s) \\ q(s) \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} U_3^*(s) \\
\left\{ \begin{pmatrix} s & 0 \\ 0 & s \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \right\} \begin{pmatrix} \theta(s) \\ q(s) \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} U_3^*(s) \\
\begin{pmatrix} s & -1 \\ 0 & s \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \theta(s) \\ q(s) \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} U_3^*(s) \\
\begin{pmatrix} \theta(s) \\ q(s) \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} s & -1 \\ 0 & s \end{pmatrix}^{-1} \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} U_3^*(s) \\
\begin{pmatrix} \theta(s) \\ q(s) \end{pmatrix} &= \frac{1}{s^2} \begin{pmatrix} s & 1 \\ 0 & s \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} U_3^*(s) \\
\begin{pmatrix} \theta(s) \\ q(s) \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} \frac{1}{s} & \frac{1}{s^2} \\ 0 & \frac{1}{s} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} U_3^*(s)
\end{aligned} \tag{3.44}$$

Diperoleh fungsi transfer hasil *decoupling* pada sudut *pitch* yang dinyatakan dalam Persamaan (3.45) dengan *output* sudut *pitch* dan *input* U_3^* dengan yang bekerja bekerja secara *single input single output* (SISO).

$$\begin{aligned}
\theta(s) &= \frac{1}{s^2} U_3^*(s) \\
q(s) &= \frac{1}{s} U_3^*(s) \\
\frac{q(s)}{U_3^*(s)} &= \frac{1}{s}
\end{aligned} \tag{3.45}$$

Untuk mengetahui hubungan *input* dan *output* hasil *decoupling* pada sudut *yaw* dinyatakan sebagai fungsi transfer.

$$\begin{aligned}
\psi(s) &= \frac{1}{s^2} U_4^*(s) \\
r(s) &= \frac{1}{s} U_4^*(s) \\
\frac{r(s)}{U_4^*(s)} &= \frac{1}{s}
\end{aligned}$$

3.3 Perancangan Kontroler *Nonlinear* PD untuk Gerak Translasi

Mekanisme gerak translasi pada sumbu x dan y dikendalikan dengan metode kontrol *nonlinear* PD. Berdasarkan persamaan dinamika sistem yang dijelaskan pada bab ketiga, diketahui bahwa persamaan gerak translasi pada sumbu x dan y merupakan persamaan *nonlinear* karena pengaruh dari sudut rotasi, dengan demikian pengendalian gerak translasi pada sumbu x dan sumbu y menggunakan kontroler *nonlinear* PD. Kontroler *nonlinear* PD yang disusun adalah perbaikan dari paper [4], dimana fungsi *nonlinear* PD pada paper diperoleh dengan cara mengalikan *error* dengan fungsi *nonlinear* yang berasal dari invers karakteristik *error* yang dihasilkan. Persamaan kontroler *nonlinear* PD yang berasal dari paper dinyatakan dalam Persamaan (3.46).

$$\begin{aligned} u_x &= ((\sin^{-1}(x - x_r))K_p(\tau_d s + 1)) \\ u_y &= ((\sin^{-1}(y - y_r))K_p(\tau_d s + 1)) \end{aligned} \quad (3.46)$$

Berdasarkan persamaan *nonlinear* PD dari paper yang dijadikan referensi, diturunkan persamaan *nonlinear* PD baru melalui fungsi invers *model* dari sinyal kontrol *plant* untuk memperbaiki respon kontroler *nonlinear* PD yang sudah ada. Persamaan *nonlinear* gain PD diperoleh berdasarkan dinamika gerak *nonlinear* pada sumbu x dan sumbu y . Dinamika gerak pada sumbu x dinyatakan pada Persamaan (3.47).

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= (\sin \phi \sin \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi) \frac{U_1}{m} \\ u_x &= (\sin \phi \sin \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi) \frac{U_1}{m} \\ \ddot{x} &= u_x \end{aligned} \quad (3.47)$$

Berdasarkan blok diagram pada Gambar 3.2 dan Persamaan (3.47) dapat disusun fungsi transfer untuk pengendalian posisi x dan dinyatakan pada Persamaan (3.48).

$$\frac{x}{x_r} = \frac{\frac{K_p(\tau_d s + 1)}{s^2}}{1 + \frac{K_p(\tau_d s + 1)}{s^2}} = \frac{K_p(\tau_d s + 1)}{s^2 + K_p(\tau_d s + 1)} = \frac{\tau_d s + 1}{\frac{1}{K_p} s^2 + \tau_d s + 1} \quad (3.48)$$

Misal penentuan *pole* hasil desain pada 0,7 dan 4,3 maka, nilai K_p dan T_d dapat diperoleh melalui Persamaan (3.49).

$$\begin{aligned}\frac{x}{x_r} &= \frac{a}{s+4,3} + \frac{b}{s+0,7} = \frac{as+0,7a+bs+4,3b}{s^2+5s+3,01} \\ \frac{x}{x_r} &= \frac{\frac{1}{3,01}(a+b)s + \frac{1}{3,01}(0,7a+4,3b)}{\frac{1}{3,01}s^2 + \frac{5}{3,01}s + 1} = \frac{\tau_d s + 1}{\frac{1}{K_p}s^2 + \tau_d s + 1}\end{aligned}\quad (3.49)$$

$$K_p = 3,01$$

$$\tau_d = \frac{5}{3,01} = 1,661$$

Setelah diperoleh nilai K_p dan T_d berdasarkan peletakan *pole* hasil desain, dapat diperoleh persamaan *nonlinear gain* K_p dan K_d berdasarkan fungsi invers *model* dari sinyal kontrol sumbu x yang dinyatakan pada Persamaan (3.50).

$$\begin{aligned}e &= x - x_r \\ u_x &= K_p(\tau_d s + 1)(x - x_r) \\ \frac{U_1}{m} \sin \phi \sin \psi + \frac{U_1}{m} \cos \phi \sin \theta \cos \psi &= K_p(\tau_d s + 1)(x - x_r) \\ \frac{U_1}{m} \cos \phi \sin \theta \cos \psi &= K_p(\tau_d s + 1)(x - x_r) - \frac{U_1}{m} \sin \phi \sin \psi \\ \sin \theta &= \frac{K_p(\tau_d s + 1)(x - x_r) - \frac{U_1}{m} \sin \phi \sin \psi}{\frac{U_1}{m} \cos \phi \cos \psi} \\ \theta &= \sin^{-1} \left(\frac{K_p(\tau_d s + 1)(x - x_r) - \frac{U_1}{m} \sin \phi \sin \psi}{\frac{U_1}{m} \cos \phi \cos \psi} \right)\end{aligned}\quad (3.50)$$

Persamaan *nonlinear* PD untuk pengendalian gerak pada sumbu x , di mana pergerakan pada sumbu x dipengaruhi oleh gerak sudut *pitch* pada *quadrotor* sehingga *output* dari kontroler sumbu x menentukan posisi yang harus dicapai oleh sudut *pitch*.

Penurunan persamaan matematis untuk kontroler *nonlinear* PD pada sumbu y berdasarkan dinamika gerak *nonlinear* pada sumbu y yang dinyatakan dalam Persamaan (3.51).

$$\begin{aligned}
\ddot{y} &= (-\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi) \frac{U_1}{m} \\
u_y &= (-\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi) \frac{U_1}{m} \\
\ddot{y} &= u_y
\end{aligned} \tag{3.51}$$

Dapat disusun fungsi transfer untuk pengendalian posisi pada sumbu y yang dinyatakan dalam Persamaan (3.52).

$$\frac{y}{y_r} = \frac{\frac{K_p(\tau_d s + 1)}{s^2}}{1 + \frac{K_p(\tau_d s + 1)}{s^2}} = \frac{K_p(\tau_d s + 1)}{s^2 + K_p(\tau_d s + 1)} = \frac{\tau_d s + 1}{\frac{1}{K_p} s^2 + \tau_d s + 1} \tag{3.52}$$

Misal penentuan *pole* hasil desain pada 0,7 dan 4,3 maka, dapat diperoleh nilai K_p dan T_d melalui Persamaan (3.53).

$$\begin{aligned}
\frac{y}{y_r} &= \frac{a}{s + 4,3} + \frac{b}{s + 0,7} = \frac{as + 0,7a + bs + 4,3b}{s^2 + 5s + 3,01} \\
\frac{y}{y_r} &= \frac{\frac{1}{3,01}(a+b)s + \frac{1}{3,01}(0,7a + 4,3b)}{\frac{1}{3,01}s^2 + \frac{5}{3,01}s + 1} = \frac{\tau_d s + 1}{\frac{1}{K_p}s^2 + \tau_d s + 1}
\end{aligned} \tag{3.53}$$

$$K_p = 3,01$$

$$\tau_d = \frac{5}{3,01} = 1,661$$

Nonlinear gain K_p dan K_d yang diperoleh berdasarkan peletakan *pole* dimasukkan dalam persamaan dinamika gerak *nonlinear* pada sumbu y sehingga diperoleh persamaan matematis kontroler *nonlinear* PD yang merupakan invers *model* dari sinyal kontrol pada sumbu y dapat dinyatakan dalam Persamaan (3.54).

$$e = y - y_r$$

$$u_y = K_p(\tau_d s + 1)(y - y_r)$$

$$(-\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi) \frac{U_1}{m} = K_p(\tau_d s + 1)(y - y_r)$$

$$-\frac{U_1}{m} \cos \psi \sin \phi + \frac{U_1}{m} \sin \theta \sin \psi \cos \phi = K_p(\tau_d s + 1)(y - y_r)$$

$$-\frac{U_1}{m} \cos \psi \sin \phi + \frac{U_1}{m} \sin \theta \sin \psi \sqrt{1 - \sin^2 \phi} = K_p(\tau_d s + 1)(y - y_r)$$

$$\begin{aligned}
& \left(-\frac{U_1}{m} \cos \psi\right)^2 \sin^2 \phi + \left(\frac{U_1}{m} \sin \theta \sin \psi\right)^2 - \left(\frac{U_1}{m} \sin \theta \sin \psi\right)^2 \sin^2 \phi = K_p (\tau_d s + 1)(y - y_r) \\
& \left(\left(\frac{U_1}{m} \cos \psi\right)^2 - \left(\frac{U_1}{m} \sin \theta \sin \psi\right)^2\right) \sin^2 \phi + \left(\frac{U_1}{m} \sin \theta \sin \psi\right)^2 = K_p (\tau_d s + 1)(y - y_r) \\
& \left(\left(\frac{U_1}{m} \cos \psi\right)^2 - \left(\frac{U_1}{m} \sin \theta \sin \psi\right)^2\right) \sin^2 \phi = K_p (\tau_d s + 1)(y - y_r) - \left(\frac{U_1}{m} \sin \theta \sin \psi\right)^2 \\
& \sin^2 \phi = \frac{K_p (\tau_d s + 1)(y - y_r) - \left(\frac{U_1}{m} \sin \theta \sin \psi\right)^2}{\left(\left(\frac{U_1}{m} \cos \psi\right)^2 - \left(\frac{U_1}{m} \sin \theta \sin \psi\right)^2\right)} \\
& \sin \phi = \sqrt{\frac{K_p (\tau_d s + 1)(y - y_r) - \left(\frac{U_1}{m} \sin \theta \sin \psi\right)^2}{\left(\left(\frac{U_1}{m} \cos \psi\right)^2 - \left(\frac{U_1}{m} \sin \theta \sin \psi\right)^2\right)}} \quad (3.54) \\
& \phi = \sin^{-1} \left(\sqrt{\frac{K_p (\tau_d s + 1)(y - y_r) - \left(\frac{U_1}{m} \sin \theta \sin \psi\right)^2}{\left(\left(\frac{U_1}{m} \cos \psi\right)^2 - \left(\frac{U_1}{m} \sin \theta \sin \psi\right)^2\right)}} \right)
\end{aligned}$$

Dengan pendekatan ini dapat dilakukan perbandingan dari metode kontroler *nonlinear* PD yang sudah ada, karena fungsi *nonlinear* diperoleh dengan cara analisis matematis dari invers sinyal kontrol *plant* dengan hipotesa sebagai berikut,

H_0 : Tidak ada pengaruh penggunaan metode kontrol *nonlinear* PD berdasarkan fungsi invers *model* dari sinyal kontrol *plant* terhadap performa *tracking* trayektori yang ditentukan.

H_1 : Terdapat pengaruh penggunaan metode kontrol *nonlinear* PD berdasarkan fungsi invers *model* dari sinyal kontrol *plant* terhadap performa *tracking* trayektori yang ditentukan.

Uji hipotesa dilakukan pada bab 4 berdasarkan respon sistem yang dihasilkan dengan membandingkan kontroler *nonlinear* PD yang sudah ada dengan metode kontrol *nonlinear* PD baru yang ditawarkan sebagai solusi perbaikan dari metode sebelumnya.

Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB 4

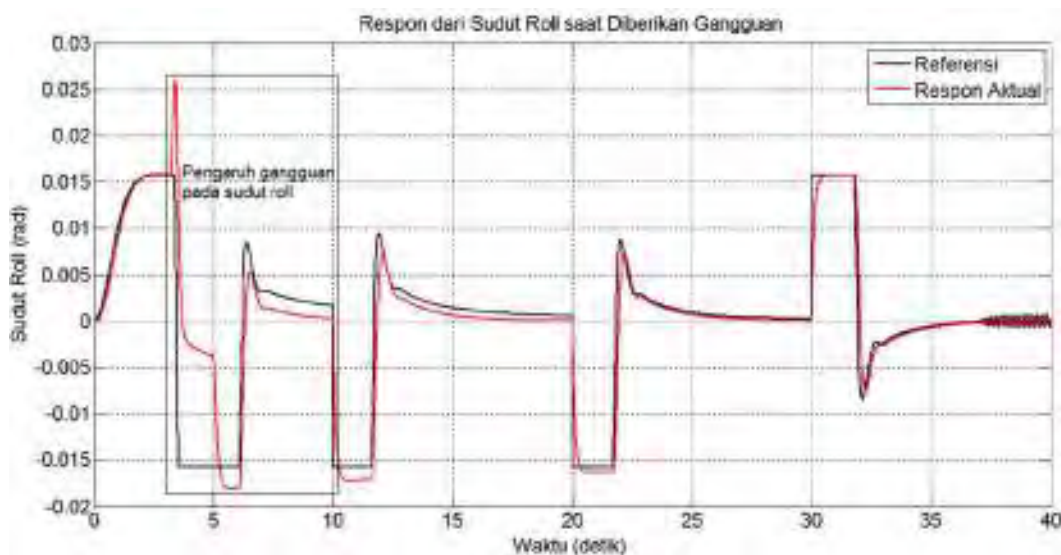
HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 Pengujian Metode *Nonlinear Decoupling* untuk Sudut Rotasi

Perancangan *nonlinear decoupling* diletakkan pada sudut *roll*, *pitch*, dan *yaw* untuk menghilangkan interaksi sinyal kontrol antar sudut rotasi. Dilakukan tiga macam pengujian, pertama saat sudut *roll* diberikan gangguan eksternal untuk mengetahui respon sudut *pitch* dan *yaw*, kedua sudut *pitch* dengan gangguan eksternal untuk mengetahui pengaruh yang ditimbulkan pada sudut *roll* dan *yaw*, dan yang terakhir mengamati respon sudut *roll* dan *pitch*, saat diberikan gangguan eksternal pada sudut *yaw*.

4.1.1 Pengujian Metode *Nonlinear Decoupling* saat Sudut *Roll* Diberikan Gangguan

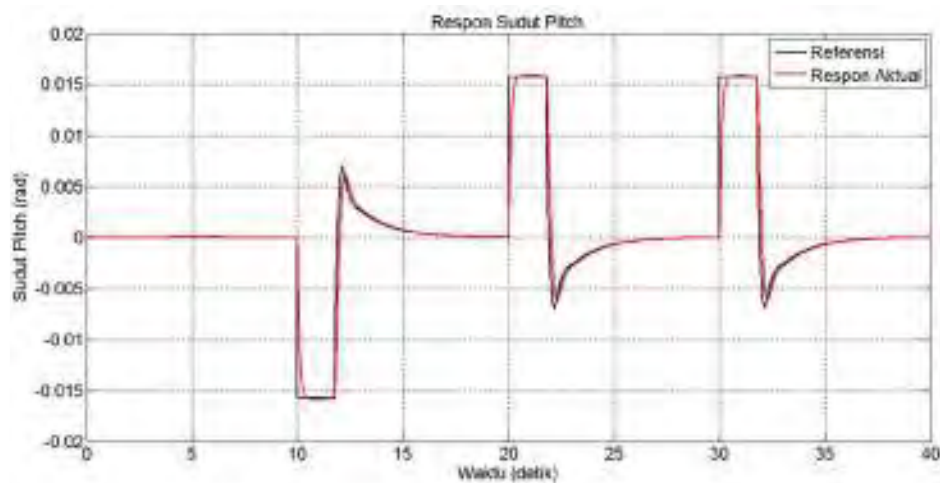
Pengujian pertama dilakukan untuk mengetahui respon sudut *pitch* dan *yaw* saat diberikan gangguan eksternal pada sudut *roll*. Respon sudut *roll* dengan gangguan eksternal ditunjukkan pada Gambar 4.1.



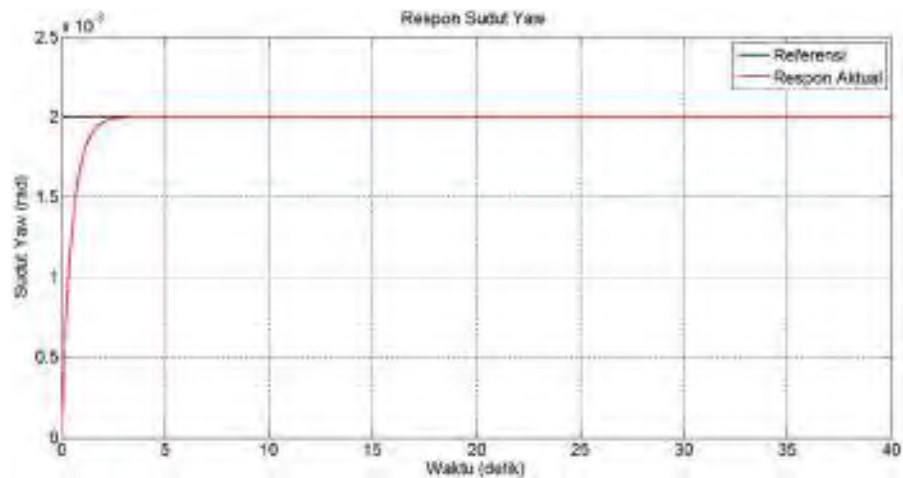
Gambar 4.1 Respon Sudut *Roll* dengan Metode *Decoupling* saat Diberikan Gangguan Eksternal

Metode *nonlinear decoupling* digunakan untuk menghilangkan interaksi sinyal kontrol sudut *pitch* dan *yaw* yang berpengaruh pada sudut *roll*. Respon sudut *pitch* dan sudut *yaw* ditunjukkan pada Gambar 4.2.

Berdasarkan Gambar 4.2 diketahui bahwa sudut *pitch* dan *yaw* tidak terpengaruh dengan kondisi sudut *roll*, sehingga metode *nonlinear decoupling* yang diterapkan mampu menghilangkan interaksi antar sinyal kontrol pada sudut rotasi dan dapat dilakukan pengendalian secara independen pada masing-masing sudut *roll*, *pitch* dan *yaw*.



(a) Respon Sudut *Pitch* saat Sudut *Roll* Diberikan Gangguan Eksternal

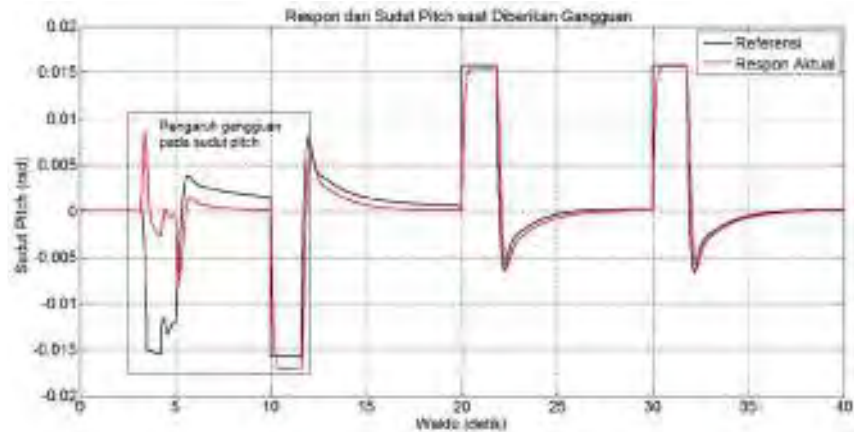


(b) Respon Sudut *Yaw* saat Sudut *Roll* Diberikan Gangguan Eksternal

Gambar 4.2 Respon Sudut *Pitch* dan *Yaw* saat Sudut *Roll* Diberikan Gangguan Eksternal

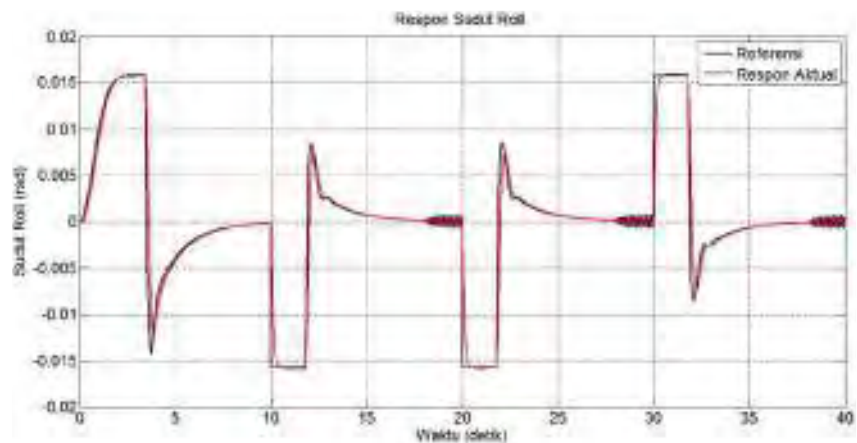
4.1.2 Pengujian Metode *Nonlinear Decoupling* saat Sudut *Pitch* Diberikan Gangguan

Pengujian kedua dilakukan untuk mengetahui pengaruh sudut *pitch* terhadap sudut *roll* dan *yaw* saat diberikan gangguan eksternal pada sudut *pitch*. Respon sudut *pitch* dengan gangguan eksternal ditunjukkan pada Gambar 4.3.

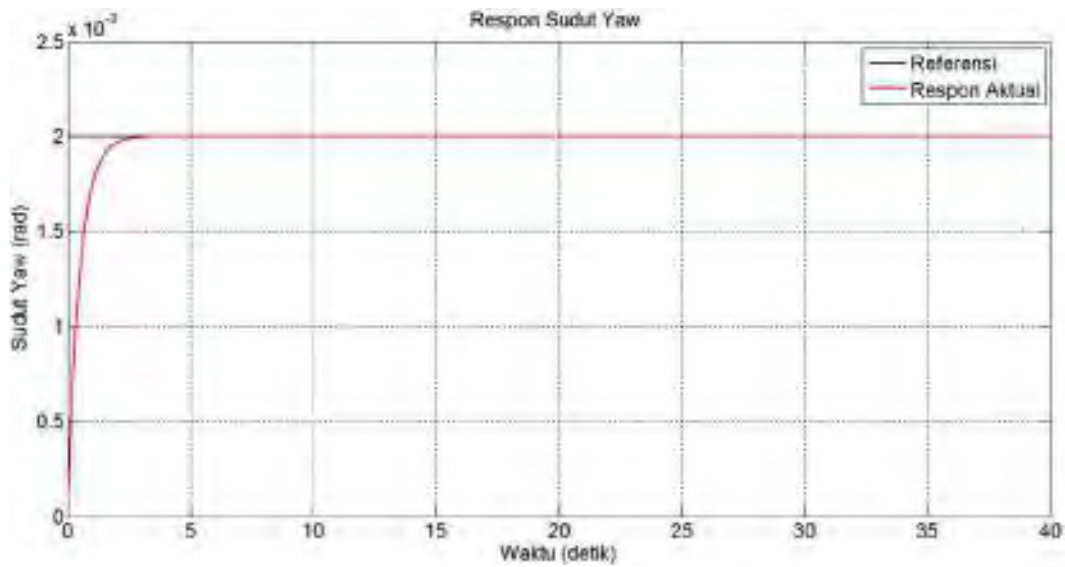


Gambar 4.3 Respon Sudut *Pitch* saat Diberikan Gangguan Eksternal

Pemberian gangguan eksternal pada sudut *pitch* tidak mempengaruhi sudut *roll* dan *yaw*, dengan demikian penggunaan metode *decoupling* sesuai dengan tujuan awal agar sudut rotasi dapat dikendalikan secara independen. Respon sudut *roll* dan *yaw* yang tidak terpengaruh oleh sudut *pitch* yang ditunjukkan pada Gambar 4.4 dan 4.5. Sudut *roll* dan *yaw* dapat dikendalikan secara independen karena tidak terjadi interaksi sinyal kontrol antar sudut rotasi.



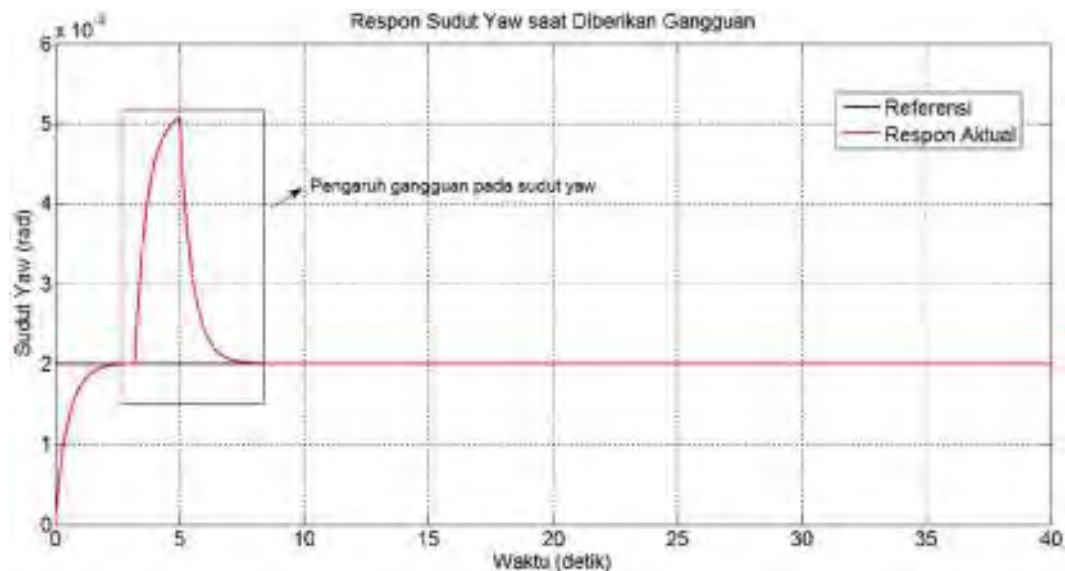
Gambar 4.4 Respon Sudut *Roll* saat Sudut *Pitch* Diberikan Gangguan Eksternal



Gambar 4.5 Respon Sudut *Yaw* saat Sudut *Pitch* Diberikan Gangguan Eksternal

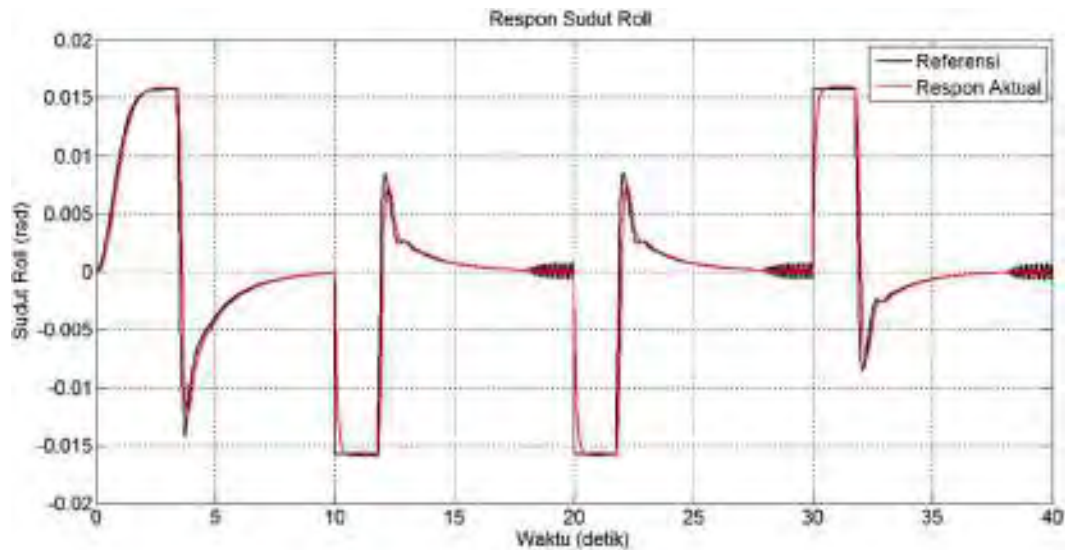
4.1.3 Pengujian Metode *Nonlinear Decoupling* saat Sudut *Yaw* Diberikan Gangguan

Pengujian ketiga dilakukan dengan memberikan gangguan eksternal pada sudut *yaw* dan mengamati respon yang terjadi pada sudut *roll* dan *pitch*. Sudut *yaw* dengan gangguan eksternal ditunjukkan pada Gambar 4.6.

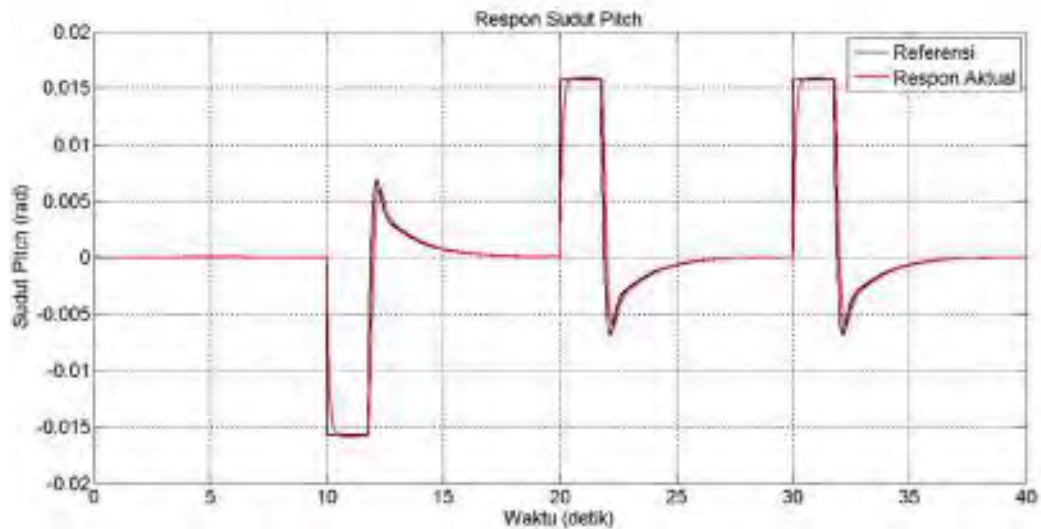


Gambar 4.6 Respon Sudut *Yaw* saat Diberikan Gangguan Eksternal

Gangguan eksternal pada sudut *yaw* tidak mempengaruhi respon sudut *roll* dan *pitch* seperti yang ditunjukkan pada Gambar 4.7. Berdasarkan hasil pengujian pertama sampai ketiga dapat dinyatakan bahwa metode *nonlinear decoupling* yang diterapkan mampu meniadakan interaksi sinyal kontrol antar sudut *roll*, *pitch*, dan *yaw* sehingga dapat dilakukan pengendalian secara independen pada masing-masing sudut rotasi.



(a) Respon Sudut *Roll* saat sudut *Yaw* Diberikan Gangguan Eksternal



(b) Respon Sudut *Pitch* saat sudut *Yaw* Diberikan Gangguan Eksternal

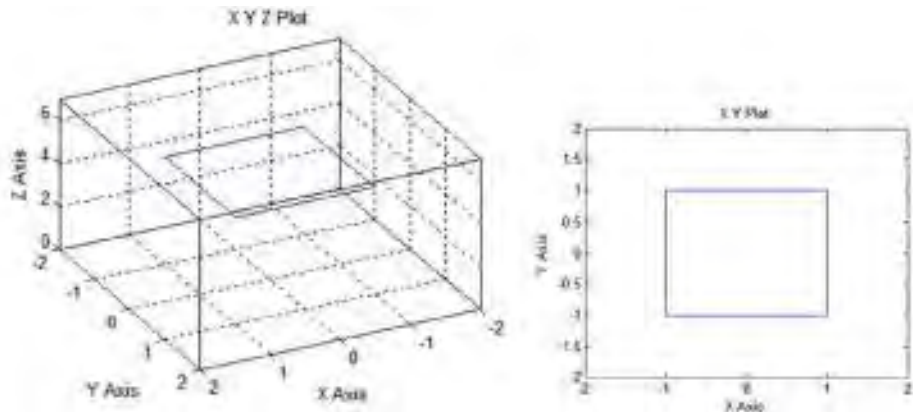
Gambar 4.7 Respon Sudut *Roll* dan *Pitch* saat sudut *Yaw* Diberikan Gangguan Eksternal

4.2 Pengujian Gerak *Cruise* pada Trayektori Persegi

Pengujian gerak *cruise* secara otomatis pada *quadrotor* dilakukan melalui simulasi, dengan mekanisme pengendalian gerak translasi pada sumbu x , y , dan z , serta gerak rotasi *roll*, *pitch*, dan *yaw*. Trayektori persegi digunakan saat *quadrotor* melakukan monitoring wilayah. Titik yang akan dilalui untuk melakukan gerak *cruise* pada trayektori persegi sebagai berikut

titik 1 = (1,1,5) titik 2 = (1,-1,5) titik 3 = (-1,-1,5)
titik 4 = (-1,1,5) titik 5 = (1,1,5)

Trayektori persegi yang harus dilalui oleh *quadrotor* diilustrasikan pada Gambar 4.8.



(a) Trayektori Persegi dalam Bidang xyz

(b) Trayektori Persegi dalam Bidang xy

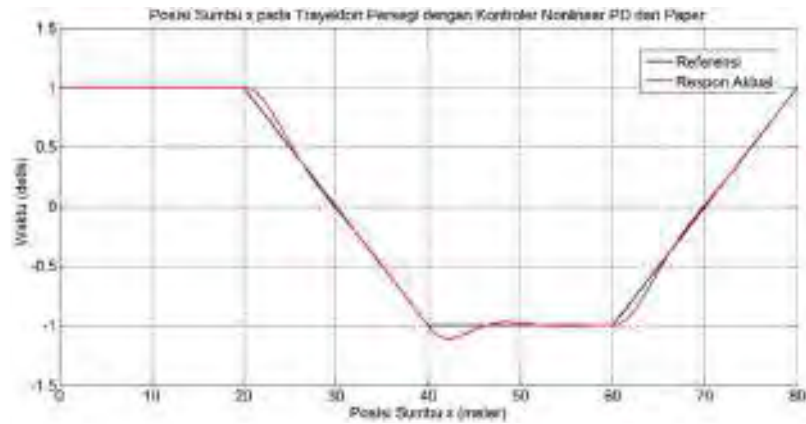
Gambar 4.8 Trayektori Persegi untuk Gerak *Cruise* pada *Quadrotor*

Dilakukan empat macam pengujian, yaitu gerak *cruise* pada trayektori persegi dengan kontroler *nonlinear* PD dari paper S.Gonzales [4], gerak *cruise* pada trayektori persegi dengan kontroler *nonlinear* PD hasil analisis matematis, gerak *cruise* pada trayektori persegi saat lintasan diperbesar empat kali dengan kontroler *nonlinear* PD dari paper S.Gonzales [4] dan gerak *cruise* pada trayektori persegi saat lintasan diperbesar empat kali dengan kontroler *nonlinear* PD hasil analisis matematis.

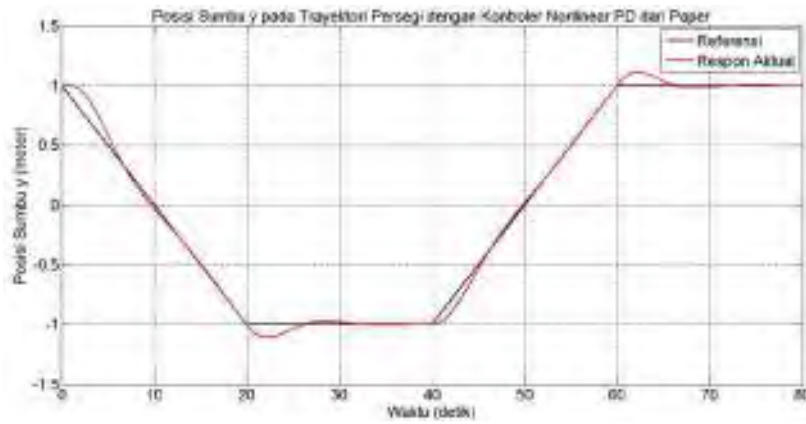
4.2.1 Pengujian Gerak *Cruise* pada Trayektori Persegi dengan Kontroler *Nonlinear* PD dari Paper

Gerak *cruise* dilakukan berdasarkan trayektori persegi yang diilustrasikan pada Gambar 4.8. Posisi *quadrotor* pada sumbu x dan sumbu y dikendalikan dengan kontroler

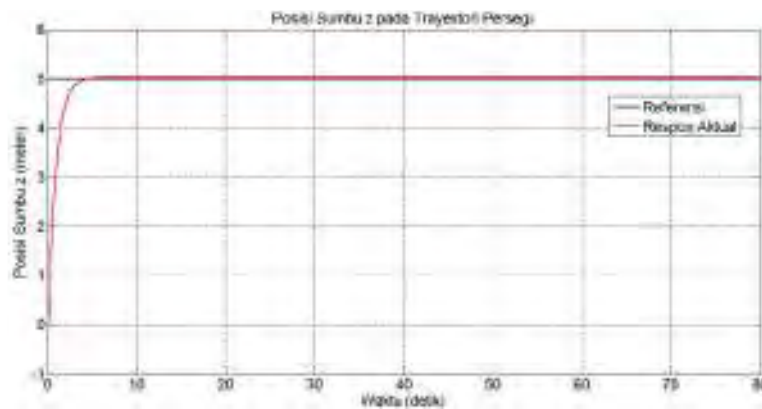
nonlinear PD dari paper. Respon pergerakan *quadrotor* pada sumbu x , sumbu y dan sumbu z ditunjukkan pada Gambar 4.9.



(a) Posisi *Quadrotor* pada Sumbu x



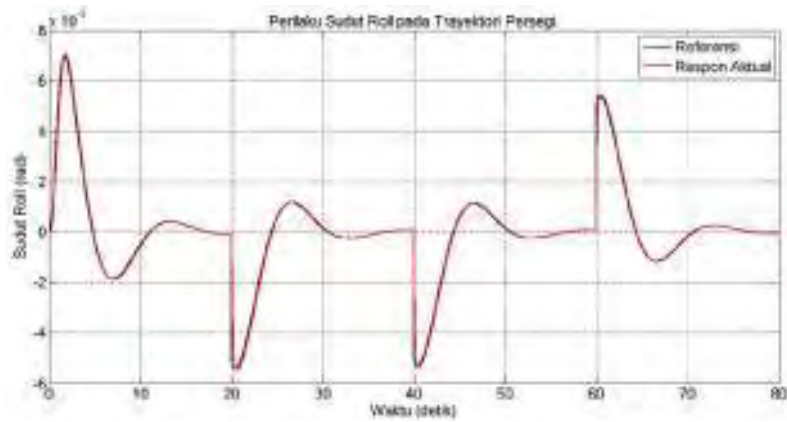
(b) Posisi *Quadrotor* pada Sumbu y



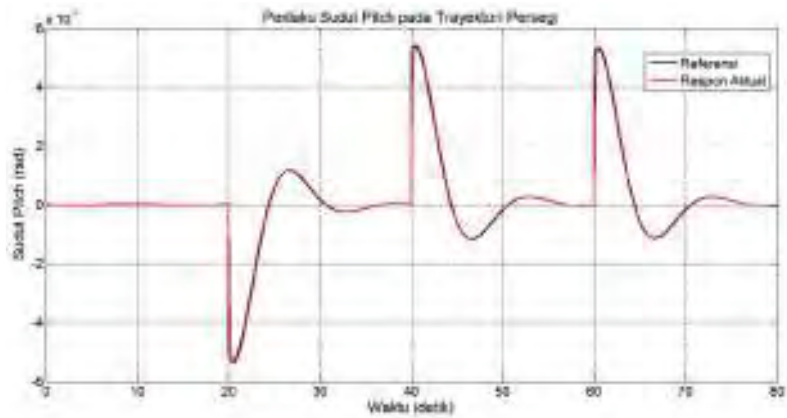
(c) Posisi *Quadrotor* pada Sumbu z

Gambar 4.9 Posisi *Quadrotor* pada Trayektori Persegi dengan Kontroler *Nonlinear* PD dari Paper

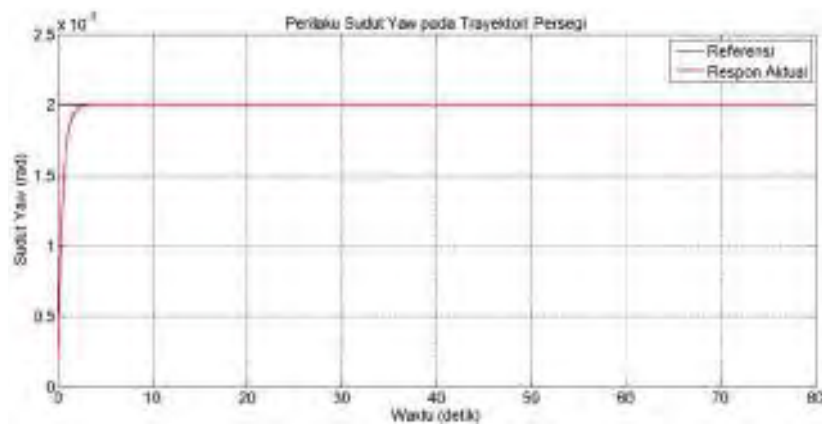
Respon sudut rotasi *roll*, *pitch* dan *yaw* pada *quadrotor* ditunjukkan pada Gambar 4.10.



(a) Perilaku Sudut *Roll*



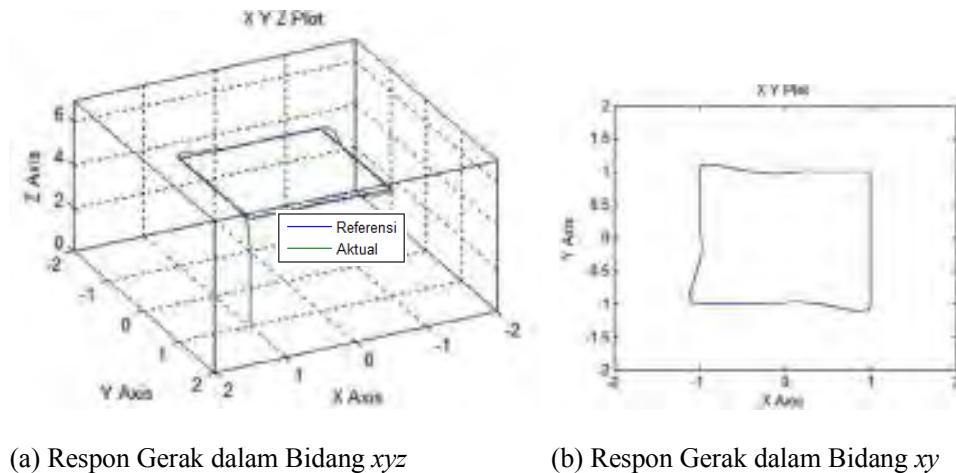
(b) Perilaku Sudut *Pitch*



(c) Perilaku Sudut *Yaw*

Gambar 4.10 Perilaku Sudut Rotasi pada Trayektori Persegi

Berdasarkan respon pada Gambar 4.11 (a), (b), (c) diketahui bahwa penggunaan kontroler *nonlinear* PD dari paper S.Gonzales [4], untuk melakukan gerak translasi pada sumbu x dan sumbu y berdasarkan referensi yang ditentukan, sistem memiliki *overshoot* 11%, *rise time* 6 detik, *settling time* 12 detik dan *error steady state* $e_{ss} = 0\%$. Berdasarkan respon gerak *quadrotor* pada sumbu z diketahui bahwa kontroler mampu membawa sistem untuk mencapai ketinggian berdasarkan nilai referensi yang diberikan yaitu 5 meter dengan nilai *error steady state* $e_{ss} = 0\%$, *rise time* 3 detik, dan *settling time* 4 detik. Pergerakan *quadrotor* secara keseluruhan ditunjukkan pada Gambar 4.11.

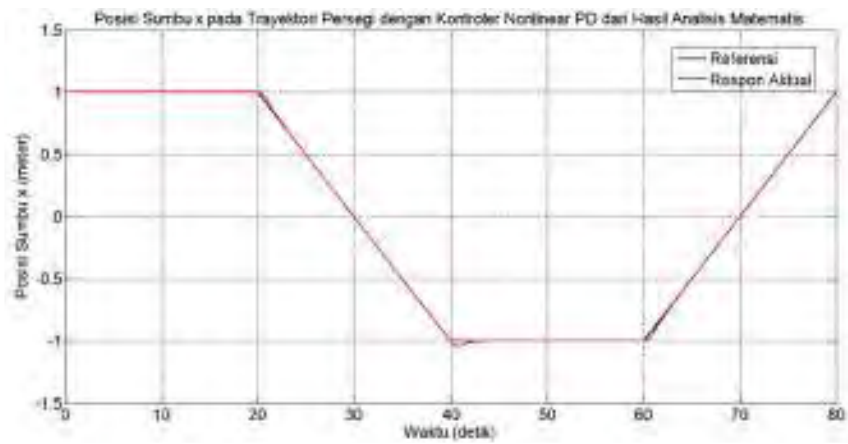


Gambar 4.11 Pergerakan *Quadrotor* pada Trayektori Persegi dengan Kontroler *Nonlinear* PD dari Paper

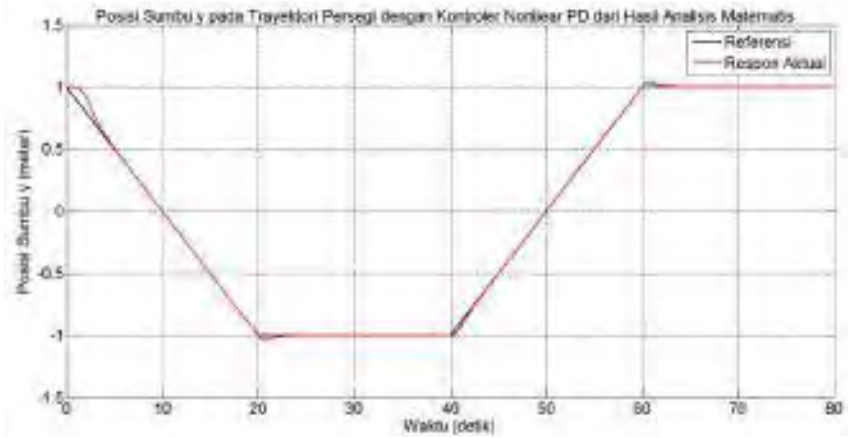
Dapat dikatakan bahwa sistem kontrol *nonlinear* PD dari paper untuk pengendalian gerak translasi pada sumbu x dan sumbu y belum memiliki performansi kontrol yang baik, karena memiliki *overshoot* yang besar yaitu 11% dan waktu untuk mencapai kondisi *steady state* relatif lama yaitu 12 detik.

4.2.2 Pengujian Gerak *Cruise* pada Trayektori Persegi dengan Kontroler *Nonlinear* PD dari Hasil Analisis Matematis

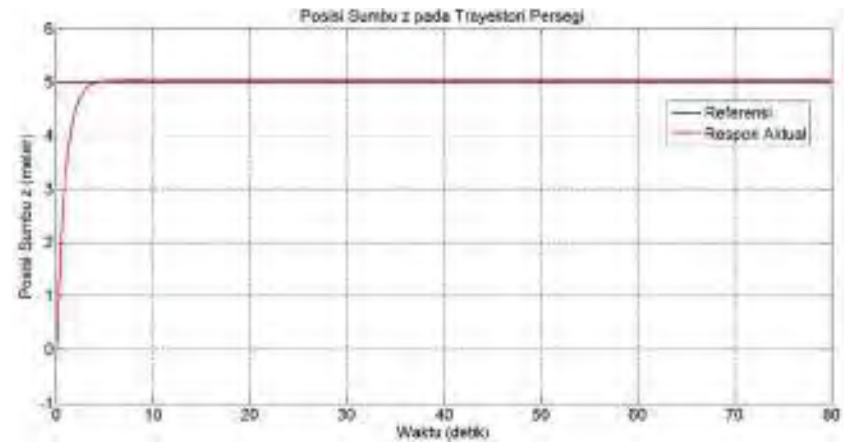
Gambar 4.8 mengilustrasikan gerak *cruise* yang harus dilakukan *quadrotor* pada trayektori persegi. Posisi *quadrotor* pada sumbu x , y , dan z saat melakukan gerak *cruise* pada trayektori persegi ditunjukkan pada Gambar 4.12.



(a) Posisi *Quadrotor* pada Sumbu x



(b) Posisi *Quadrotor* pada Sumbu y

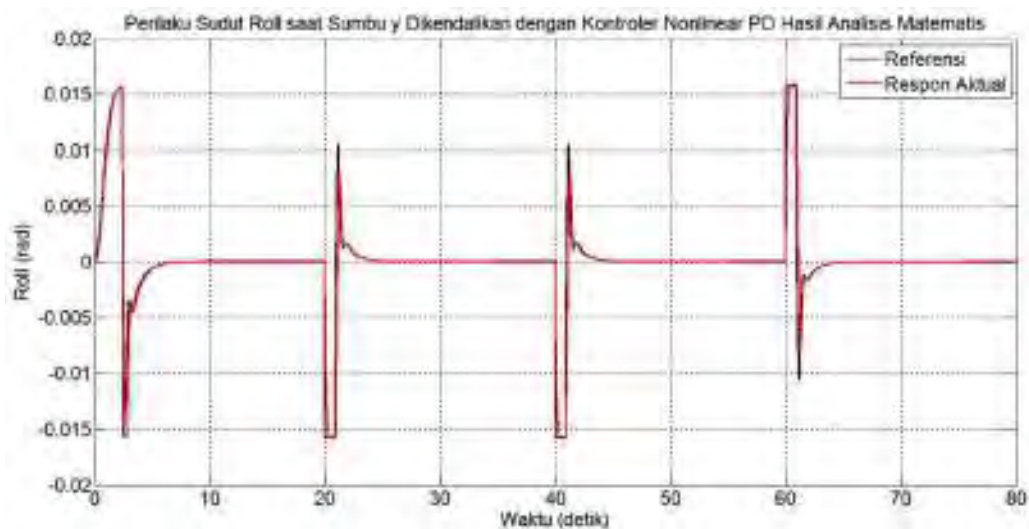


(c) Posisi *Quadrotor* pada Sumbu z

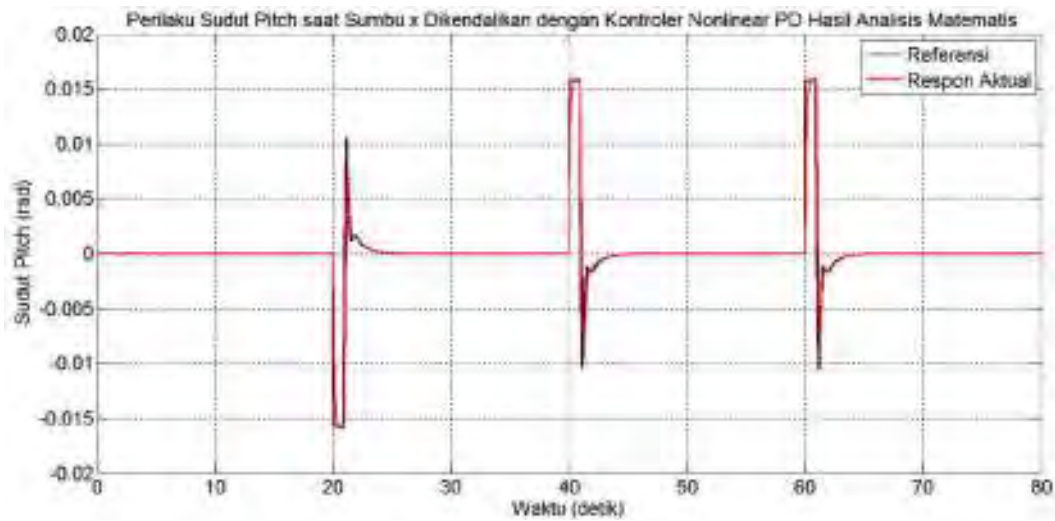
Gambar 4.12 Posisi *Quadrotor* dengan Kontroler *Nonlinear* PD Hasil Analisis Matematis pada Trayektori Persegi

Gambar 4.12 (a), (b) dan (c) menyatakan bahwa pengendalian gerak translasi pada sumbu x dan y dengan kontroler *nonlinear* PD berdasarkan hasil analisis matematis, sistem memiliki *rise time* 1 detik, *settling time* 2 detik, dan *error steady state* 0%. Gerak *cruise* pada posisi sumbu z diketahui bahwa kontroler mampu membawa sistem untuk mencapai berbagai posisi ketinggian berdasarkan nilai referensi yang diberikan dengan nilai *rise time* = 4 detik dan *error steady state* $e_{ss} = 0\%$.

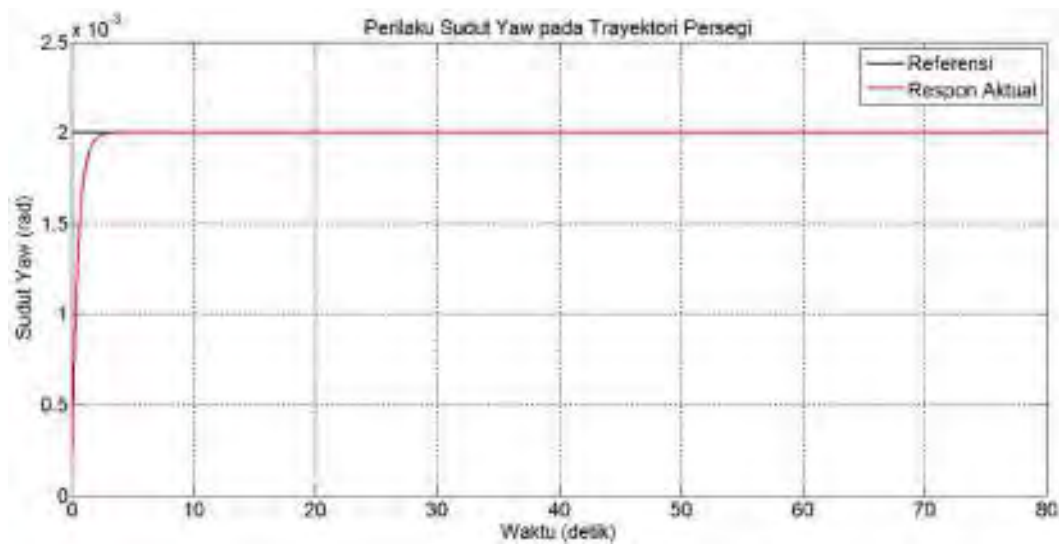
Pengendalian selanjutnya dilakukan pada sudut *roll*, *pitch* dan *yaw*, di mana dinamika gerak pada sumbu x ditentukan oleh perilaku sudut *pitch* dan dinamika gerak pada sumbu y ditentukan oleh perilaku sudut *roll*. Sistem kontrol posisi pada sumbu x dan y memberikan nilai sudut *pitch* dan *roll* yang diperlukan agar posisi yang diharapkan tercapai. Ketika posisi yang diharapkan tercapai, sistem kontrol rotasi yang didesain mampu menstabilkan sudut *roll* dan sudut *pitch* dengan cukup baik, yaitu dengan selalu berusaha membawa pada nilai 0 *rad* untuk berbagai perubahan posisi *quadrotor*. Untuk perilaku sudut *yaw* nilai referensinya ditentukan sendiri. Di sini orientasi dari sudut *yaw* dipertahankan berada pada nilai 0,002 *rad*. Perilaku sudut *roll*, *pitch* dan *yaw* ditunjukkan pada Gambar 4.13 dan Gambar 4.14. Berdasarkan respon pada perilaku sudut *roll*, *pitch* dan *yaw*, terlihat jelas bahwa sistem kontrol yang didesain mampu menstabilkan sudut *roll* dan *pitch* setelah mencapai posisi yang diharapkan serta mampu membawa sudut *yaw* pada nilai yang diharapkan yaitu 0,002 radian dengan nilai *error steady state* $e_{ss} = 0\%$.



Gambar 4.13 Perilaku Sudut *Roll*



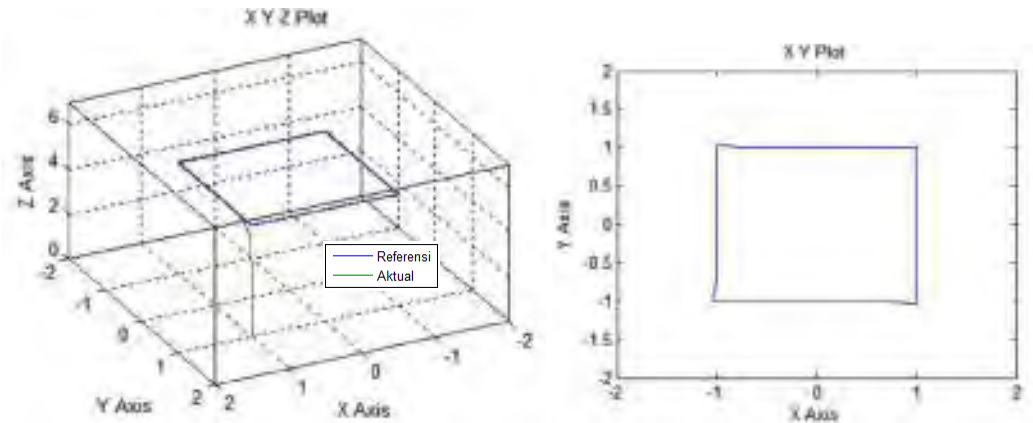
(a) Perilaku Sudut *Pitch*



(b) Perilaku Sudut *Yaw*

Gambar 4.14 Perilaku Sudut *Pitch* dan *Yaw*

Secara keseluruhan, pergerakan *quadrotor* ditunjukkan pada Gambar 4.15. Dapat dikatakan bahwa sistem kontrol yang didesain mampu bekerja dengan baik, di mana kontroler mampu mengendalikan pergerakan *quadrotor* untuk melakukan gerak *cruise* pada trayektori yang ditentukan dengan *overshoot* kecil yaitu 4% dan waktu yang cepat untuk mencapai kondisi *steady state* yaitu 2 detik.



(a) Respon Gerak dalam Bidang xyz

(b) Respon Gerak dalam Bidang xy

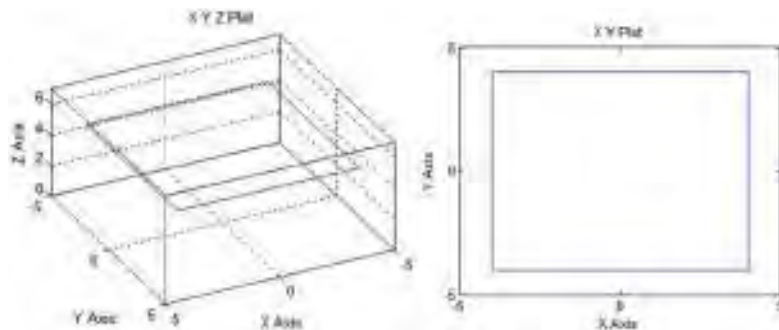
Gambar 4.15 Pergerakan *Quadrotor* pada Trayektori Persegi dengan Kontroler *Nonlinear PD*
Hasil Analisis Matematis

4.2.3 Pengujian Gerak *Cruise* pada Trayektori Persegi dengan Lintasan yang Diperbesar Empat Kali dengan Kontroler *Nonlinear PD* dari Paper

Trayektori persegi diperbesar empat kali dari sebelumnya digunakan uji validitas kontroler yang diterapkan pada *plant*. Titik yang akan dilalui untuk melakukan gerak *cruise* pada trayektori persegi dengan ukuran lebih besar empat kali lipat dibandingkan sebelumnya adalah sebagai berikut

titik 1 = (4,4,5) titik 2 = (4,-4,5) titik 3 = (-4,-4,5)
titik 4 = (-4,4,5) titik 5 = (4,4,5)

Trayektori persegi yang harus dilalui oleh *quadrotor* diilustrasikan pada Gambar 4.8.



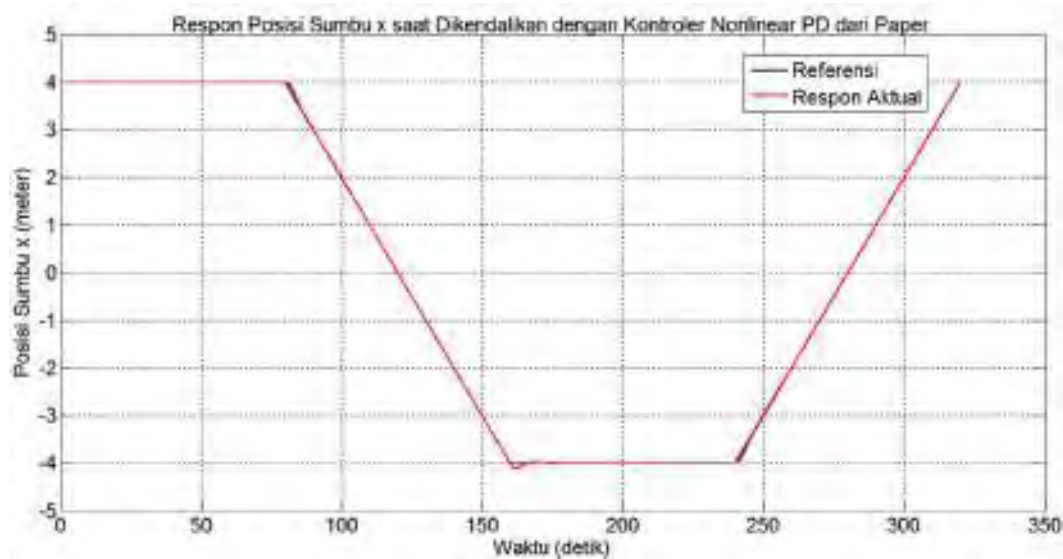
(a) Trayektori Persegi dalam Bidang xyz

(b) Trayektori Persegi dalam Bidang xy

Gambar 4.16 Trayektori Persegi yang Diperbesar Empat Kali untuk Gerak *Cruise* pada *Quadrotor*

Dilakukan dua macam pengujian, yaitu gerak *cruise* pada trayektori persegi yang diperbesar empat kali dengan kontroler *nonlinear* PD dari paper S.Gonzales dan gerak *cruise* pada trayektori persegi saat lintasan diperbesar empat kali dengan kontroler *nonlinear* PD hasil analisis matematis.

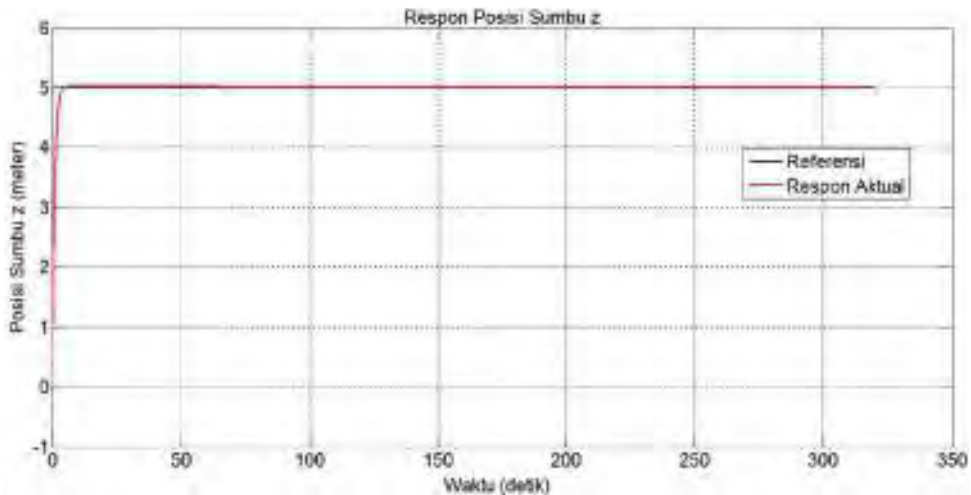
Pengujian ini dilakukan untuk mengetahui validitas kontroler *nonlinear* PD dari paper saat lintasan yang harus dilalui *quadrotor* diperbesar empat kali dan hasil dari pengujian ini akan dibandingkan dengan respon sistem saat dikendalikan dengan kontroler *nonlinear* PD hasil analisis matematis dengan invers *model*. Respon gerak translasi pada sumbu x , y , dan sumbu z pada trayektori persegi dengan adanya gangguan eksternal saat dikendalikan dengan kontroler *nonlinear* PD dari paper ditunjukkan pada Gambar 4.17 dan Gambar 4.18.



Gambar 4.17 Posisi *Quadrotor* pada Sumbu x saat Dikendalikan dengan Kontroler *Nonlinear* PD dari Paper saat lintasan diperbesar



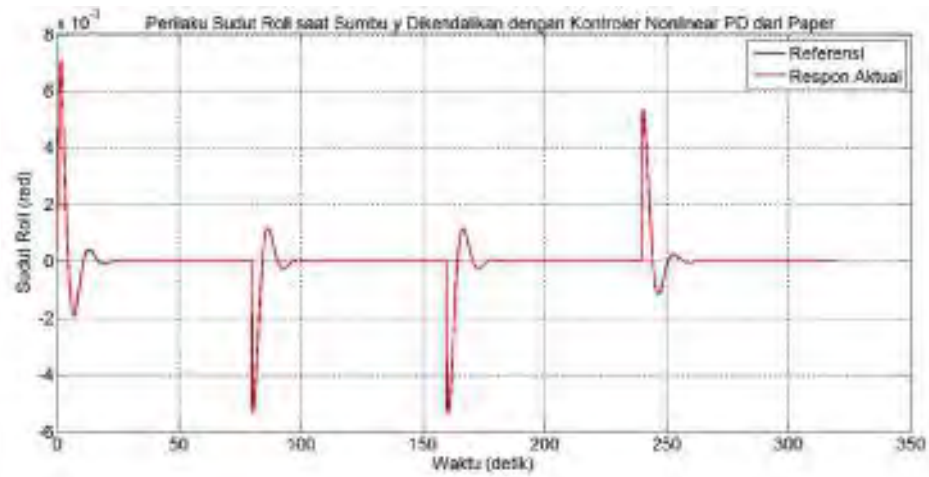
(a) Posisi *Quadrotor* pada Sumbu *y*



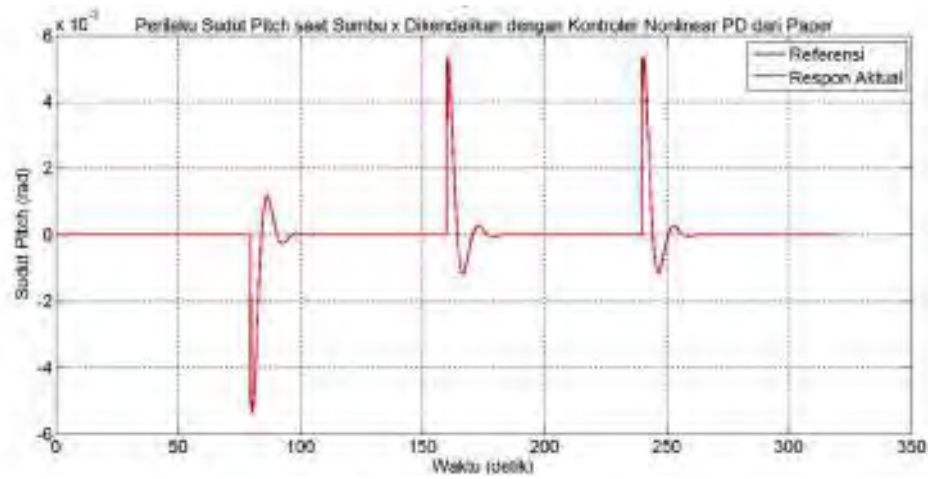
(b) Posisi *Quadrotor* pada Sumbu *z*

Gambar 4.18 Posisi *Quadrotor* pada Sumbu *y* dan *z* dengan Kontroler *Nonlinear* PD dari Paper saat lintasan diperbesar

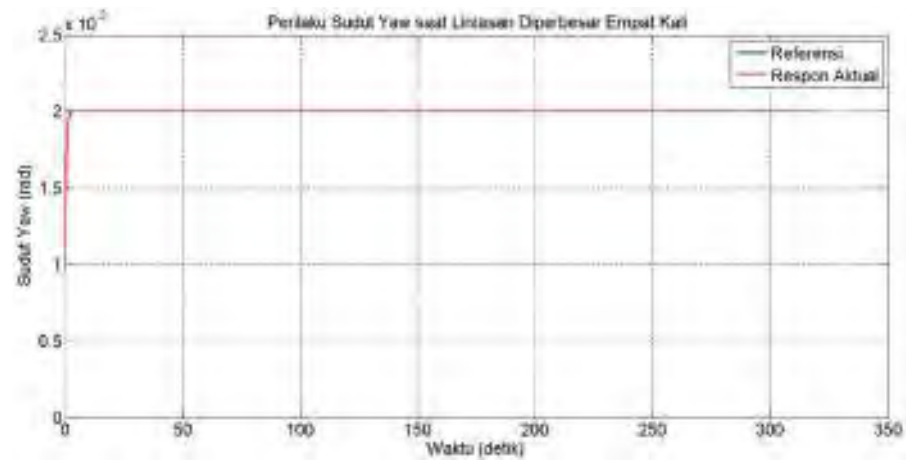
Posisi sumbu *x* dan sumbu *y* saat dikendalikan dengan kontroler *nonlinear* PD saat trayektori diperbesar empat kali memiliki *overshoot* 11%, *settling time* 28 detik dan *error steady state* 0%. Perilaku sudut dinamik *roll* dan *pitch* menentukan gerak translasi pada sumbu *y* dan *x*, sehingga sudut rotasi *roll* dan *pitch* stabilisasi pada nilai 0 *rad* setelah mencapai posisi sumbu *x* dan *y* seperti yang ditunjukkan pada Gambar 4.19.



(a) Perilaku Sudut *Roll*



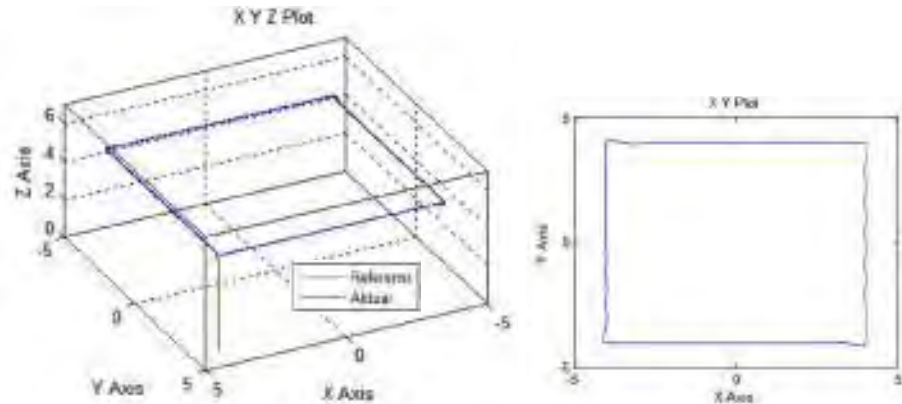
(b) Perilaku Sudut *Pitch*



(c) Perilaku Sudut *Yaw*

Gambar 4.19 Perilaku Sudut Rotasi saat Lintasan Diperbesar Empat Kali

Respon keseluruhan saat *quadrotor* melakukan gerak *cruise* pada trayektori persegi dengan lintasan yang diperbesar empat kali dan dikendalikan dengan kontroler *nonlinear* PD dari paper [4] ditampilkan dalam bidang ruang xyz dan bidang luasan xy seperti yang ditunjukkan pada Gambar 4.20.



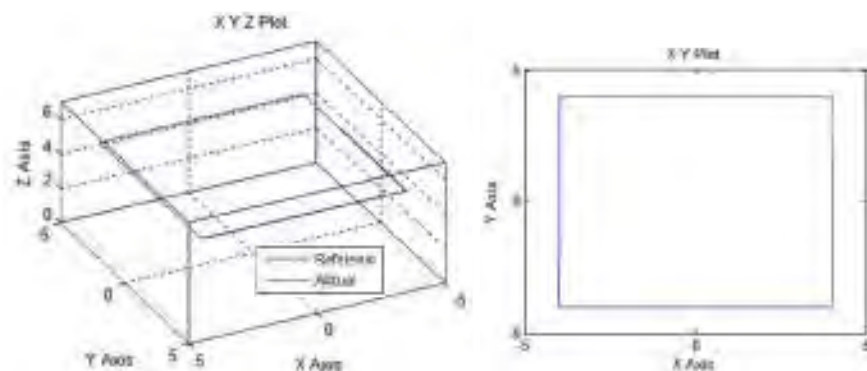
(a) Respon Gerak dalam Bidang xyz

(b) Respon Gerak dalam Bidang xy

Gambar 4.20 Pergerakan *Quadrotor* pada Trayektori Persegi dengan Kontroler *Nonlinear* PD dari Paper saat Lintasan Diperbesar Empat Kali

4.2.4 Pengujian Gerak *Cruise* pada Trayektori Persegi dengan Lintasan yang Diperbesar Empat Kali dengan Kontroler *Nonlinear* PD Hasil Analisis Matematis

Respon dari keseluruhan mekanisme gerak *cruise* pada trayektori persegi dengan kontroler *nonlinear* PD hasil analisis matematis saat lintasan diperbesar empat kali ditunjukkan pada Gambar 4.21.

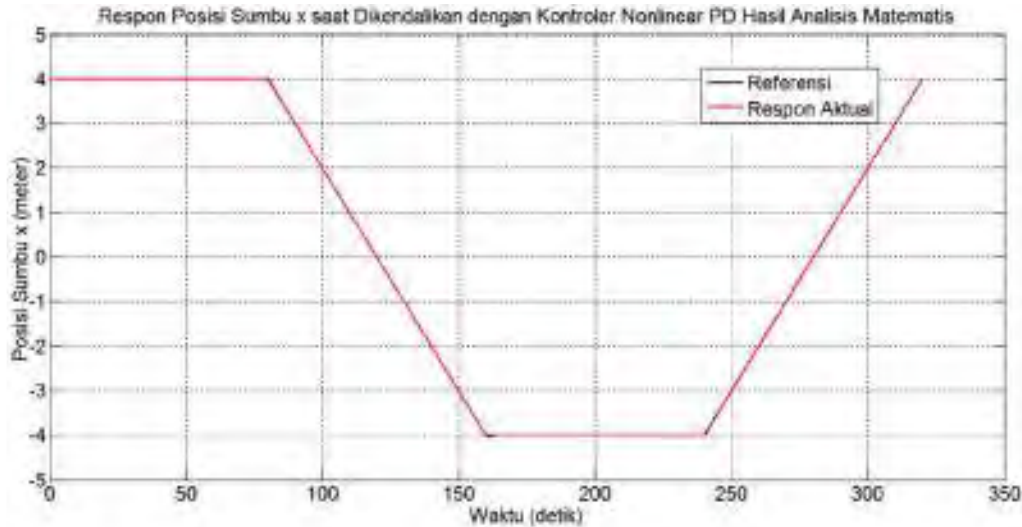


(a) Respon Gerak dalam Bidang xyz

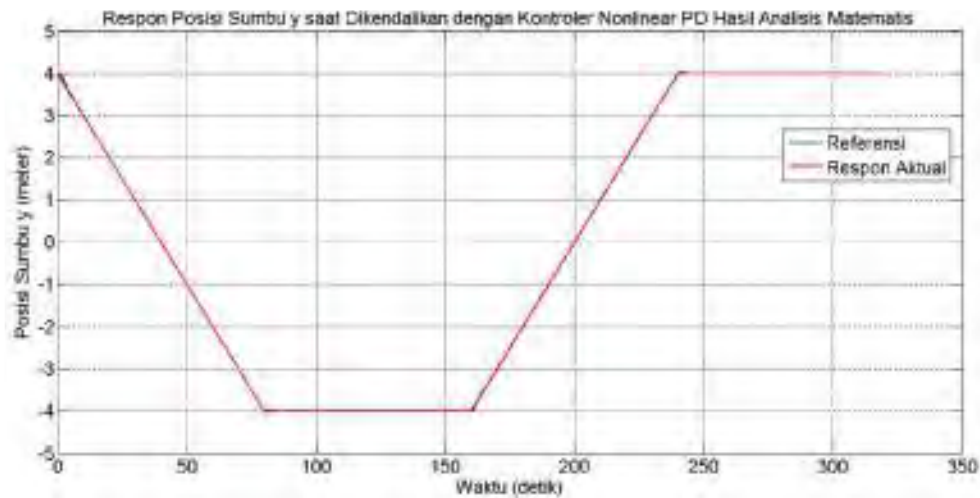
(b) Respon Gerak dalam Bidang xy

Gambar 4.21 Pergerakan *Quadrotor* pada Trayektori Persegi dengan Kontroler *Nonlinear* PD Hasil Analisa Matematis saat Lintasan Diperbesar Empat Kali

Respon gerak translasi pada sumbu x dan y pada trayektori persegi saat diberikan gangguan eksternal ditunjukkan pada Gambar 4.22.



(a) Posisi *Quadrotor* pada Sumbu x

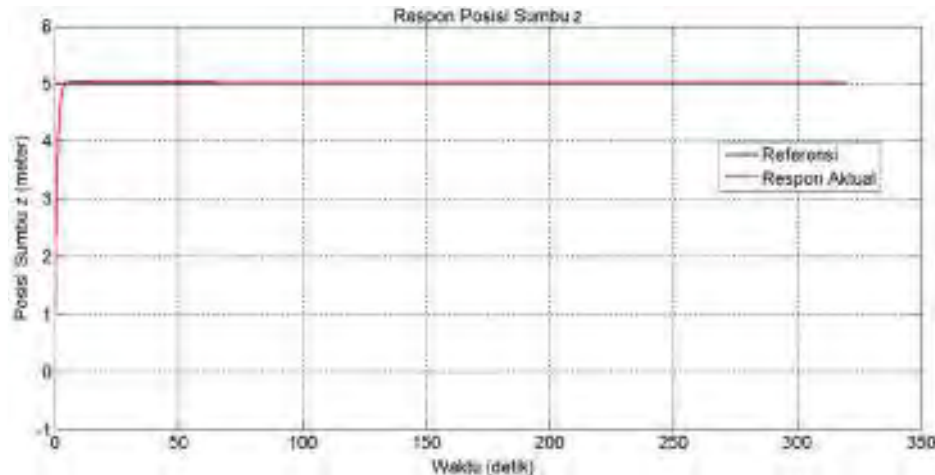


(b) Posisi *Quadrotor* pada Sumbu y

Gambar 4.22 Posisi *Quadrotor* pada Sumbu x dan y saat Dikendalikan dengan Kontroler *Nonlinear* PD Hasil Analisa Matematis

Respon pada Gambar 4.22 menunjukkan bahwa pengendalian dengan kontroler *nonlinear* PD hasil analisis matematis saat lintasan diperbesar menunjukkan performansi yang baik dengan *overshoot* 4%, *rise time* 9 detik, *settling time* 10 detik dan *error steady*

state 0%. Selanjutnya untuk gerak pada sumbu z saat bergerak dalam lintasan yang diperbesar ditunjukkan pada Gambar 4.23.

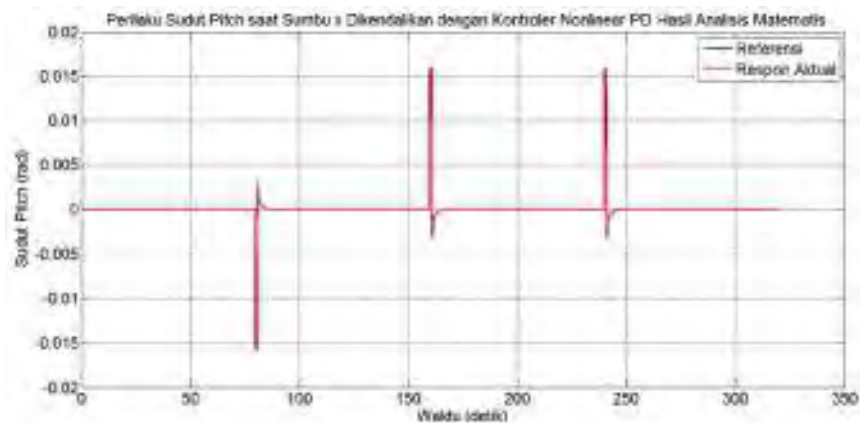


Gambar 4.23 Posisi *Quadrotor* pada Sumbu z saat Lintasan Diperbesar Empat Kali

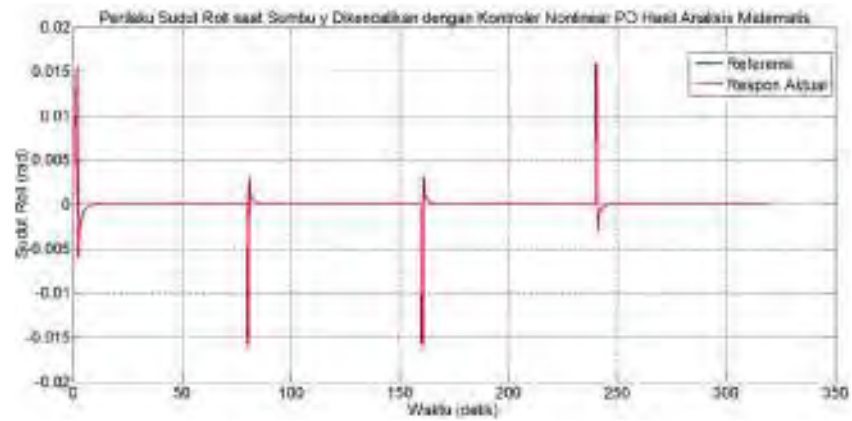
Kontroler mampu membawa sistem untuk menuju nilai referensi yang diharapkan dengan baik yaitu *settling time* 4 detik dan *error steady state* 0%, hal ini diketahui berdasarkan respon pada Gambar 4.23. Setelah dilakukan analisis terhadap gerak translasi, maka langkah selanjutnya adalah melakukan analisis perilaku sudut rotasi.

Berdasarkan persamaan matematis dari gerak rotasi, diketahui bahwa perubahan pada gerak translasi x dan y menyebabkan perubahan nilai referensi untuk sudut *pitch* dan *roll* untuk mencapai posisi yang diharapkan. Sedangkan untuk sudut *yaw* tidak terpengaruh pada perubahan gerak translasi. Respon untuk sudut *pitch* dan *roll* yang disebabkan adanya pengaruh gangguan eksternal pada sumbu x dan y *quadrotor* ditunjukkan pada Gambar 4.24.

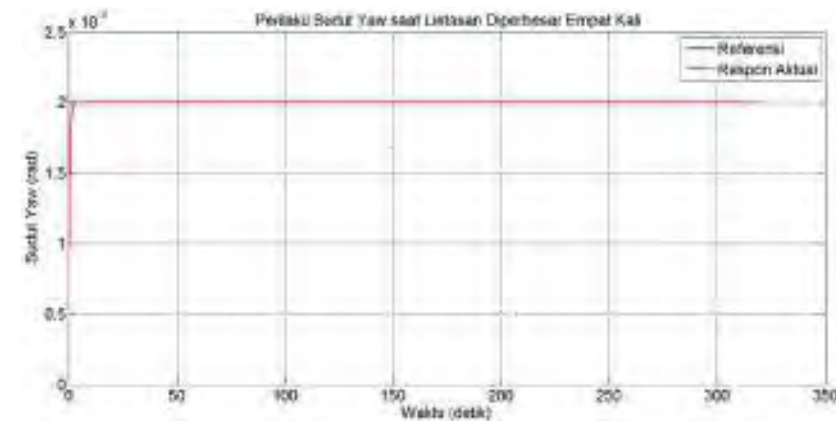
Berdasarkan respon pada Gambar 4.24 diketahui dengan jelas bahwa perilaku sudut *roll* dan *pitch* sangat mirip. Kontroler mampu membawa sudut *roll* dan *pitch* untuk stabilisasi 0 *rad* setelah mencapai posisi yang diharapkan. Hal ini tidak berarti bahwa sistem kontrol yang didesain tidak mampu menstabilkan sudut *roll* dan *pitch* selalu pada 0 *rad*, tetapi justru harus ada deviasi dari sudut *roll* dan *pitch* untuk mempertahankan posisi *quadrotor* untuk mencapai posisi yang diharapkan.



(a) Perilaku Sudut *Pitch* saat Sumbu *x* Dikendalikan dengan NPD Analisis Matematis



(a) Perilaku Sudut *Roll* saat Sumbu *y* Dikendalikan dengan NPD Analisis Matematis



(c) Perilaku Sudut *Yaw*

Gambar 4.24 Perilaku Sudut Dinamik saat Sumbu *x* dan *y* Dikendalikan dengan Kontroler *Nonlinear PD* Hasil Analisa Matematis

Mekanisme pengaturan *nonlinear* PD dari paper [4] dan hasil analisis matematis pada sumbu x dan sumbu y tidak mempengaruhi perilaku sudut yaw , di mana sudut yaw tetap berada pada nilai yang diharapkan yaitu $0,002 \text{ rad}$.

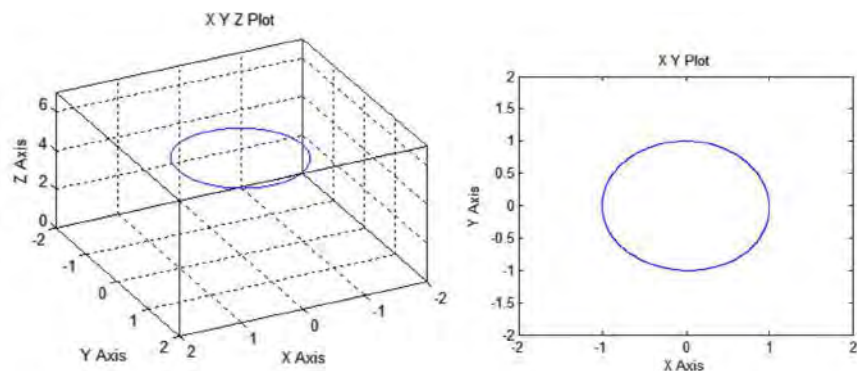
Respon sistem secara keseluruhan dengan kontroler *nonlinear* PD dengan analisis matematis invers *model* sinyal kontrol menunjukkan bahwa, kontroler yang diterapkan mampu memberikan perbaikan dari kontroler *nonlinear* PD paper dengan performansi yang memuaskan.

4.3 Pengujian Gerak *Cruise* pada Trayektori Lingkaran

Bahasan pada bagian ini adalah simulasi gerak *cruise* secara otomatis pada *quadrotor* dengan trayektori lingkaran, dengan mekanisme pengendalian gerak translasi pada sumbu x , y , dan z , serta gerak rotasi *roll*, *pitch*, dan *yaw* seperti pada trayektori persegi, yang membedakan adalah referensi yang digunakan. Trayektori lingkaran digunakan saat *quadrotor* melakukan pencarian orang hilang atau tersesat dalam suatu wilayah. Trayektori lingkaran dibentuk dengan cara memberikan referensi berupa fungsi *sinus* dari titik x dan fungsi *cosinus* dari titik y sedangkan titik z sebagai referensi ketinggian. Adapun titik yang dilalui adalah sebagai berikut

titik 1 = (-8,8,5) titik 2 = (-6,6,5) titik 3 = (-4,4,5)
titik 4 = (-2,2,5) titik 5 = (0,0,5) titik 5 = (0.25,-0.25,5)

Berdasarkan titik yang telah didefinisikan, dapat diilustrasikan trayektori lingkaran yang harus dilalui *quadrotor* dalam melakukan gerak *cruise* yang ditunjukkan pada Gambar 4.25.



(a) Trayektori Lingkaran dalam Bidang xyz

(b) Trayektori Lingkaran dalam Bidang xy

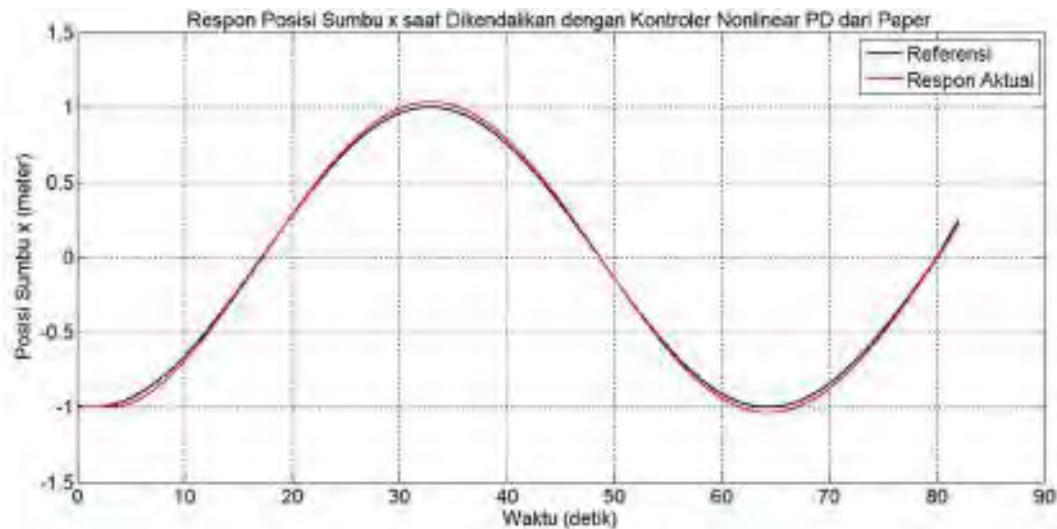
Gambar 4.25 Trayektori Lingkaran untuk Gerak *Cruise* pada *Quadrotor*

Bahasan pada bagian ini adalah simulasi gerak *cruise* secara otomatis pada *quadrotor* dengan trayektori lingkaran yang dilakukan dengan dua macam pengujian yaitu, pengujian gerak *cruise* pada trayektori lingkaran saat dikendalikan dengan kontroler *nonlinear* PD dari paper [4] dan kontroler *nonlinear* PD hasil analisis matematis.

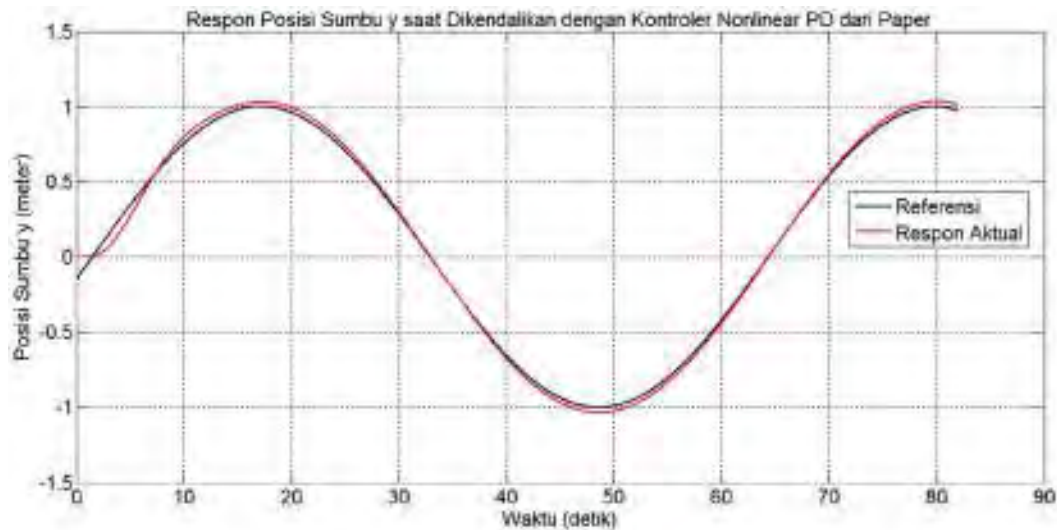
4.3.1 Pengujian Gerak *Cruise* pada Trayektori Lingkaran dengan Kontroler *Nonlinear* PD dari Paper

Kontroler *nonlinear* PD pada bahasan ini digunakan sebagai pembanding dari kontroler *nonlinear* PD hasil analisis matematis. Acuan utama yang dijadikan pembanding adalah respon pada sumbu x , sumbu y , sudut *roll* dan sudut *pitch*. Respon posisi sumbu x saat *quadrotor* melakukan gerak *cruise* pada trayektori lingkaran ditunjukkan pada Gambar 4.26 dan respon posisi sumbu y dan z saat *quadrotor* melakukan gerak *cruise* pada trayektori lingkaran ditunjukkan pada Gambar 4.27.

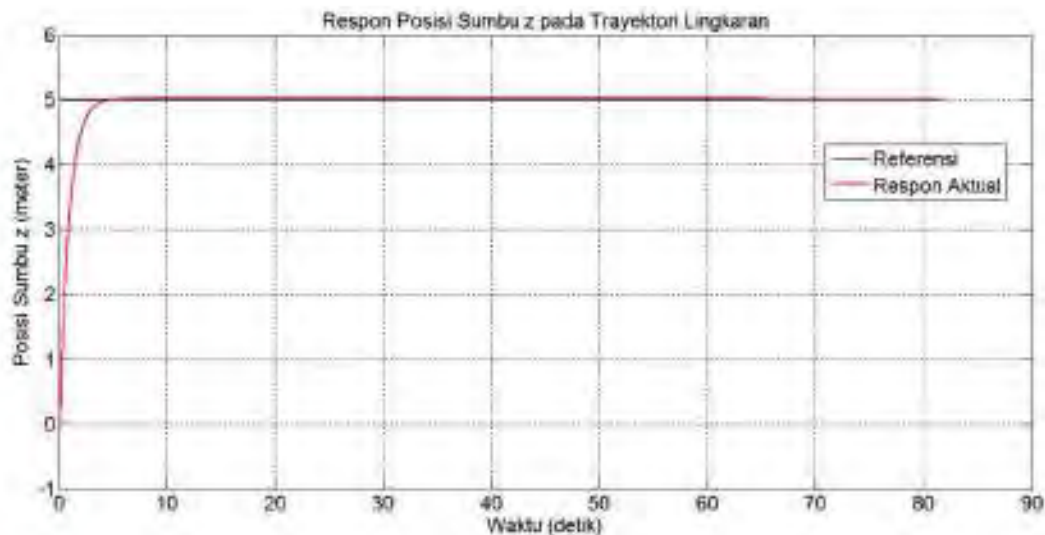
Pengendalian dengan kontroler *nonlinear* PD dari paper pada sumbu x memiliki *overshoot*.



Gambar 4.26 Posisi *Quadrotor* pada Sumbu x saat Dikendalikan dengan Kontroler *Nonlinear* PD dari Paper



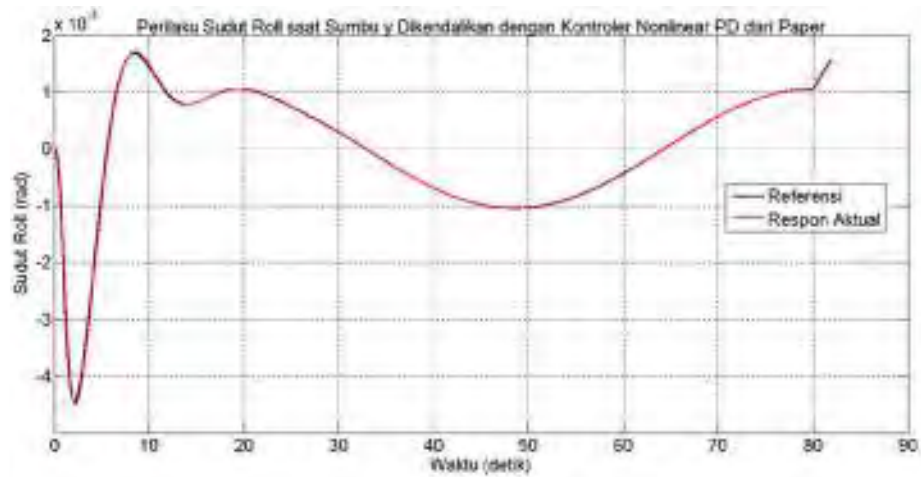
(a) Posisi *Quadrotor* pada Sumbu y



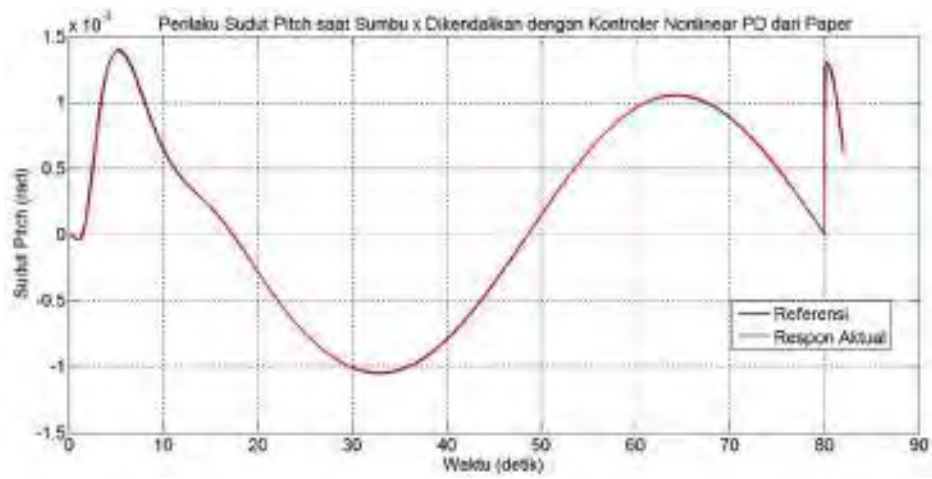
(b) Posisi *Quadrotor* pada Sumbu z

Gambar 4.27 Posisi *Quadrotor* pada Sumbu y dan z Tanpa Gangguan Eksternal saat Dikendalikan dengan Kontroler *Nonlinear* PD dari Paper

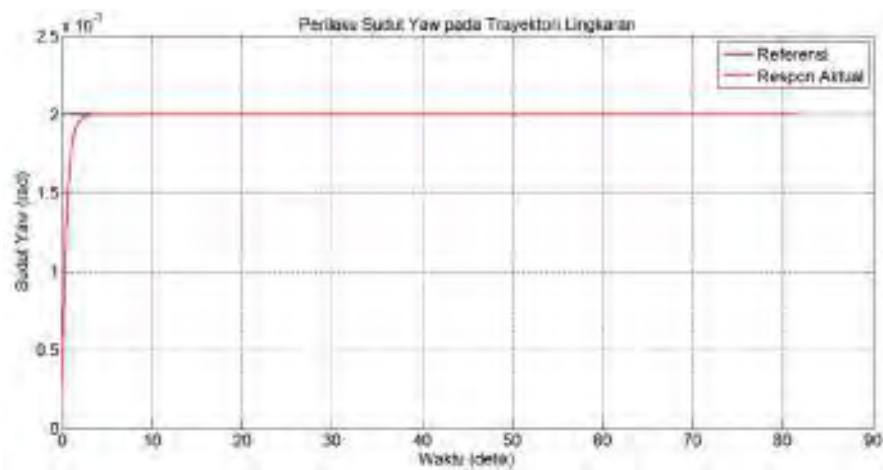
Pengendalian dengan kontroler *nonlinear* PD dari paper [4], pada sumbu y memiliki deviasi posisi yang besar saat mulai melakukan *tracking* serta respon sistem memiliki *overshoot* dan *undershoot* sepanjang trayektori yang ditempuh sehingga belum mampu berada tepat pada posisi yang ditentukan. Perilaku sudut rotasi *roll*, *pitch* dan *yaw* menentukan gerak translasi pada sumbu x dan y ditunjukkan pada Gambar 4.28.



(a) Perilaku Sudut *Roll*

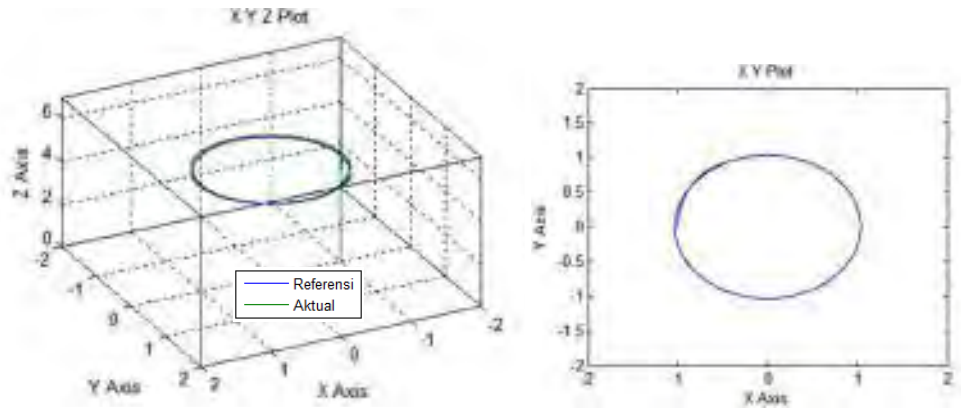


(b) Perilaku Sudut *Pitch*



(c) Perilaku Sudut *Yaw*

Gambar 4.28 Perilaku Sudut Rotasi pada Trayektori Lingkaran



(a) Respon Gerak dalam Bidang xyz

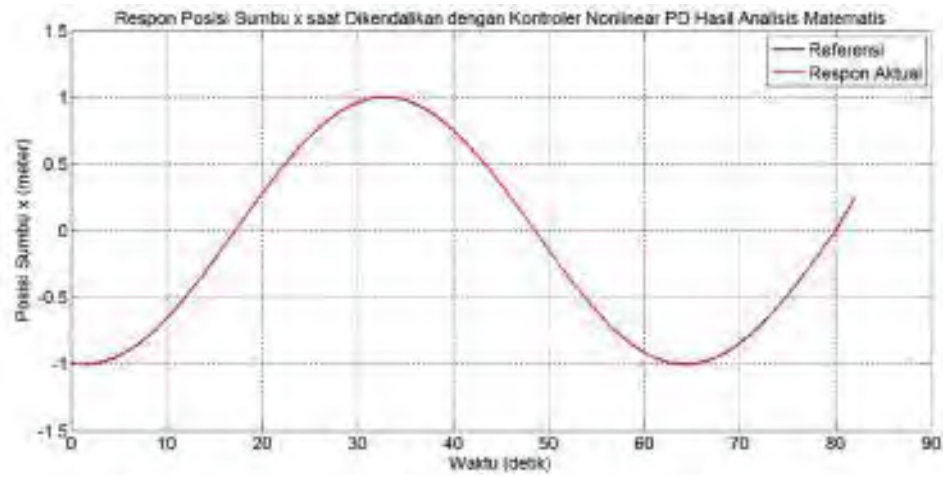
(b) Respon Gerak dalam Bidang xy

Gambar 4.29 Pergerakan *Quadrotor* pada Trayektori Lingkaran dengan Kontroler *Nonlinear* PD dari Paper

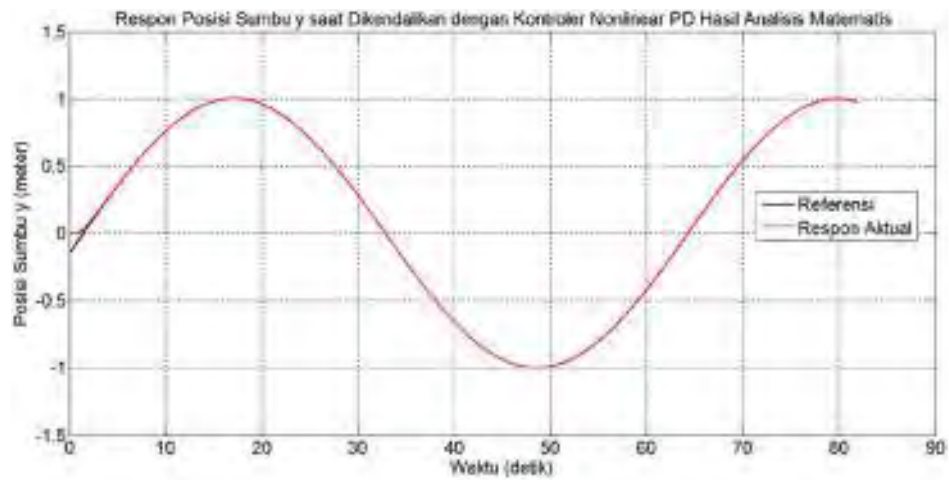
Sistem kontroler *nonlinear* PD dari paper [4] belum mampu bekerja dengan baik, di mana kontroler belum mampu mengendalikan pergerakan *quadrotor* untuk melakukan gerak *cruise* pada trayektori yang ditentukan karena memiliki deviasi posisi yang besar saat memulai *tracking* dan selalu mengalami *overshoot* dan *undershoot* sehingga belum mampu mencapai secara tepat pada trayektori yang ditentukan. Hal ini dapat diketahui berdasarkan respon keseluruhan yang ditunjukkan pada Gambar 4.29.

4.3.2 Pengujian Gerak *Cruise* pada Trayektori Lingkaran dengan Kontroler *Nonlinear* PD dari Hasil Analisis Matematis

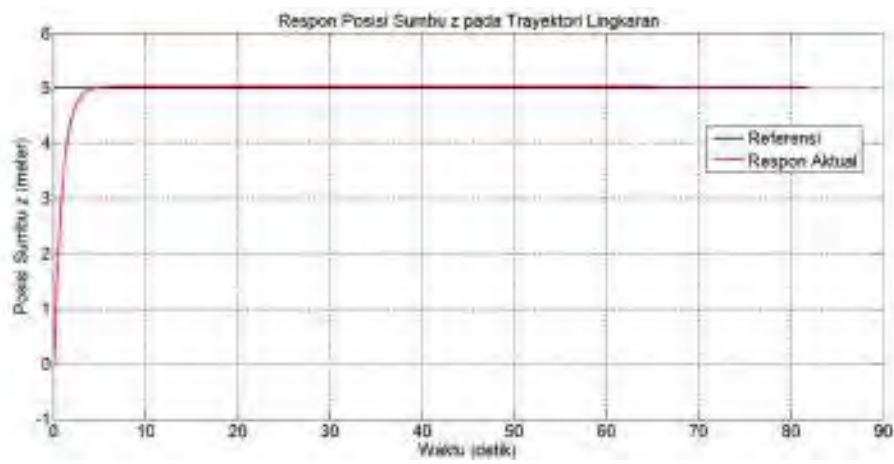
Saat melakukan gerak *cruise*, pengendalian pada gerak translasi sumbu x dan y dilakukan dengan menggunakan kontroler *nonlinear* PD, untuk gerak pada sumbu z dikendalikan dengan kontroler PID sedangkan untuk gerak rotasi pada sudut *roll*, *pitch*, dan *yaw* dilakukan mekanisme *nonlinear decoupling* terlebih dahulu untuk menghilangkan interaksi antar sinyal kontrol, kemudian dikendalikan dengan kontroler PID. Adapun respon pada sumbu x untuk trayektori lingkaran ditunjukkan pada Gambar 4.30.



(a) Posisi *Quadrotor* pada Sumbu x



(b) Posisi *Quadrotor* pada Sumbu y



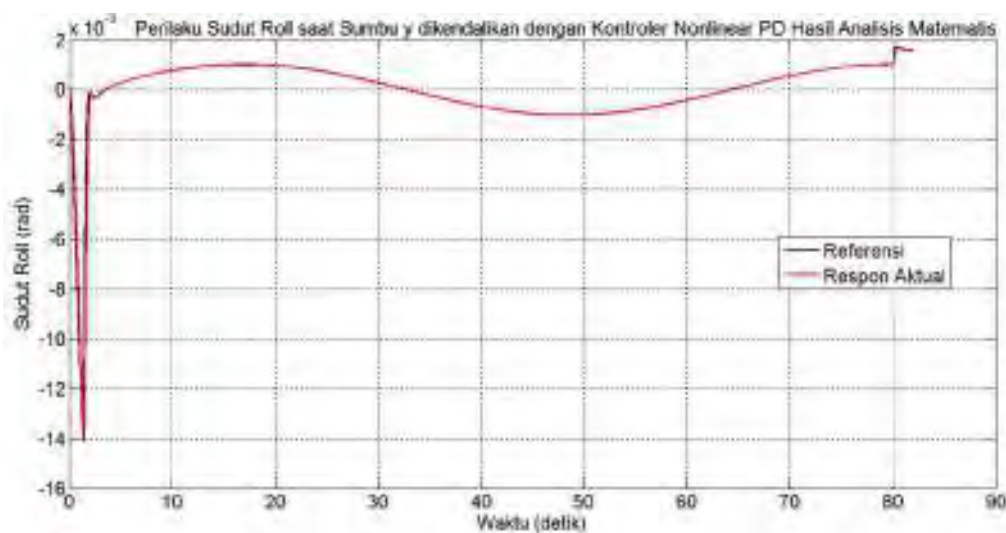
(c) Posisi *Quadrotor* pada Sumbu z

Gambar 4.30 Posisi *Quadrotor* dengan Kontroler *Nonlinear* PD Hasil Analisis Matematis

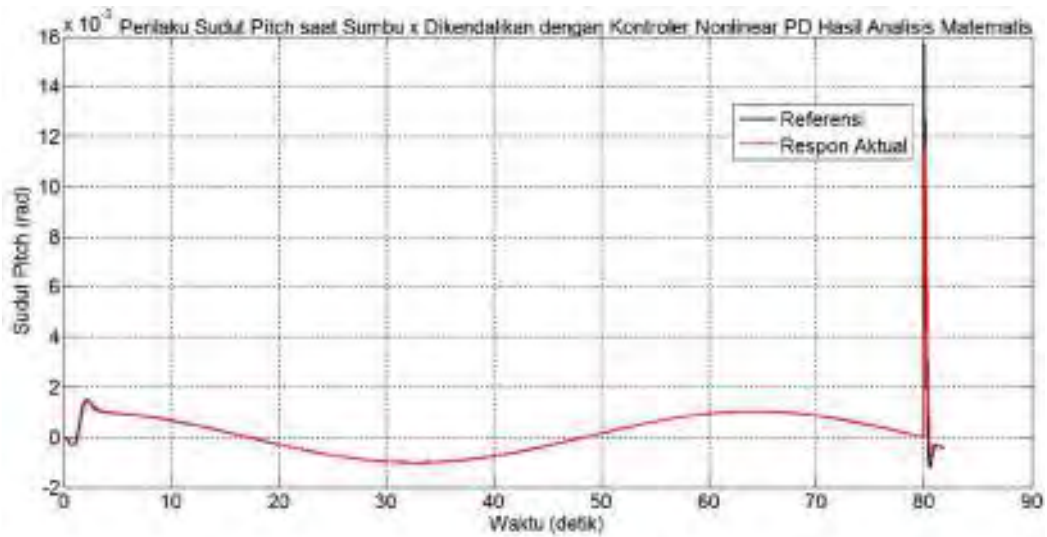
Respon posisi *quadrotor* pada sumbu x dan y saat melakukan gerak *cruise* pada trayektori lingkaran dengan kontroler *nonlinear* PD hasil analisis matematis menunjukkan hasil yang baik karena respon sistem mampu mengikuti referensi yang diberikan dengan tepat, sebagaimana ditunjukkan pada Gambar 4.30. Berdasarkan kondisi ini dapat dinyatakan bahwa penggunaan kontroler *nonlinear* PD hasil analisis matematis pada gerak translasi x dan y mampu mengendalikan posisi *quadrotor* sesuai dengan posisi yang diharapkan dengan *error steady state* 0%.

Saat *quadrotor* melakukan gerak *cruise*, sebelum *quadrotor* melakukan gerak translasi pada sumbu x dan y , *quadrotor* harus mencapai ketinggian tertentu. Adapun respon ketinggian saat *quadrotor* melakukan gerak *cruise* pada trayektori lingkaran ditunjukkan pada Gambar 4.30 diketahui bahwa posisi *quadrotor* pada ketinggian yang diharapkan menunjukkan respon yang baik dengan *error steady state* 0%.

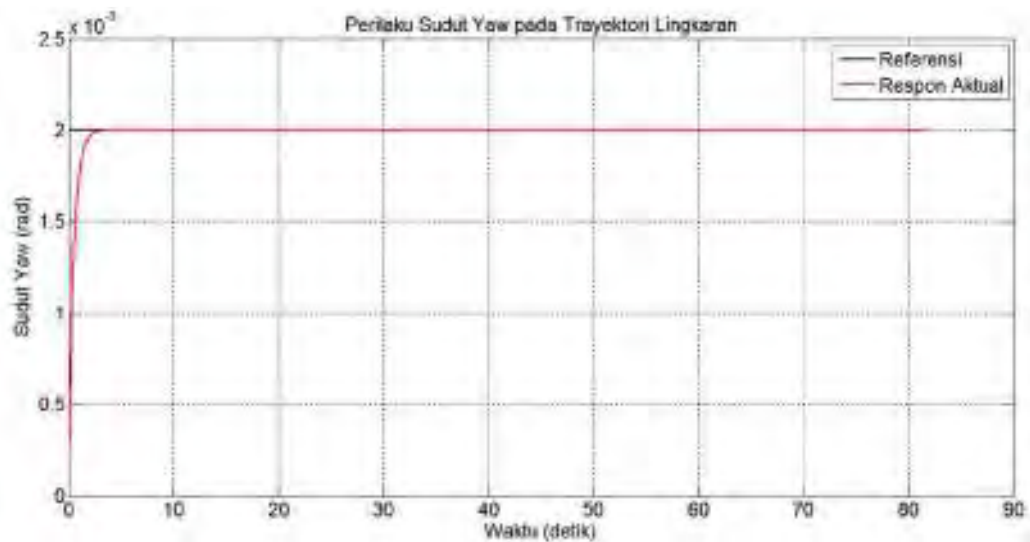
Langkah selanjutnya mengamati respon pada sudut rotasi *roll*, *pitch*, dan *yaw*. Respon sudut *roll* ditunjukkan pada Gambar 4.31, sedangkan respon *pitch* dan *yaw* ditunjukkan pada Gambar 4.32. Berdasarkan perilaku sudut *pitch* dan sudut *roll*, sistem kontrol yang didesain mampu menstabilkan sudut *roll* dan *pitch* pada 0 rad setelah mencapai posisi yang diharapkan. Perilaku sudut *yaw* diharapkan mampu mencapai dan mempertahankan posisi sudut rotasi *yaw* pada nilai yang ditentukan dengan nilai *error steady state* 0%.



Gambar 4.31 Perilaku Sudut *Roll* pada Trayektori Lingkaran



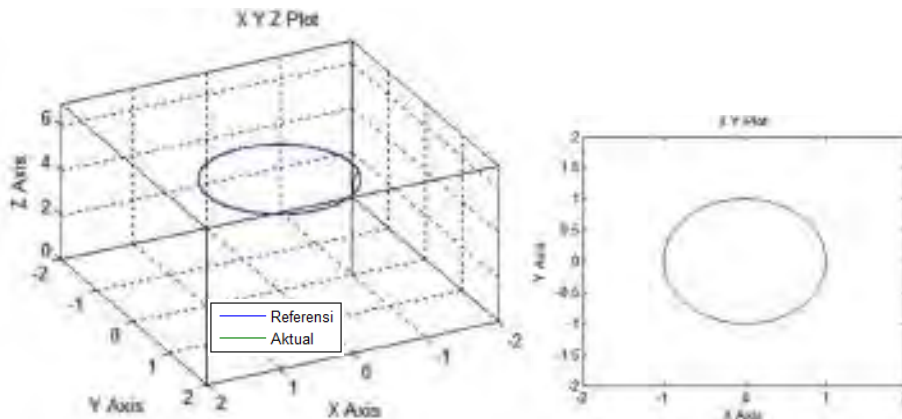
(a) Perilaku Sudut *Pitch*



(b) Perilaku Sudut *Yaw*

Gambar 4.32 Perilaku Sudut *Pitch* dan *Yaw*

Respon keseluruhan untuk gerak *cruise* pada trayektori lingkaran ditunjukkan pada Gambar 4.33. Berdasarkan respon secara keseluruhan diketahui bahwa gerak *cruise* pada trayektori lingkaran dengan kontroler *nonlinear* PD hasil analisis matematis mampu mencapai trayektori yang diharapkan dengan tepat.



(a) Respon Gerak dalam Bidang xyz

(b) Respon Gerak dalam Bidang xy

Gambar 4.33 Pergerakan *Quadrotor* pada Trayektori Lingkaran dengan Kontroler *Nonlinear* PD Hasil Penurunan Analisis Matematis

1.4. Uji Hipotesa Kontroler *Nonlinear* PD Hasil Analisis Matematis dari Invers Model Sinyal Kontrol

Berdasarkan hasil pengujian kontroler *nonlinear* PD dari paper S.Gonzales dan kontroler *nonlinear* PD hasil analisis matematis dapat dibandingkan performansi kontrol yang dinyatakan dalam Tabel 4.1.

Tabel 4.1. Perbandingan Metode Kontroler *Nonlinear* PD

Parameter Pembanding	Kontroler <i>nonlinear</i> PD	
	Berdasarkan Paper S.Gonzales [4]	Analisis Invers Model
<i>Rise Time</i>	6 detik	1 detik
<i>Settling Time</i>	12 detik	2 detik
<i>Overshoot</i>	11%	4%
<i>Error Steady State</i>	0%	0%

Berdasarkan perbandingan dari metode kontroler *nonlinear* PD yang tercantum pada Tabel 4.1, dapat dilakukan uji hipotesa sebagai berikut,

H_0 : Tidak ada pengaruh penggunaan metode kontrol *nonlinear* PD berdasarkan fungsi invers *model* dari sinyal kontrol *plant* terhadap performa *tracking* trayektori yang ditentukan.

H_1 : Terdapat pengaruh penggunaan metode kontrol *nonlinear* PD berdasarkan fungsi invers *model* dari sinyal kontrol *plant* terhadap performa *tracking* trayektori yang ditentukan.

Dari hasil pengujian yang diperoleh dapat dinyatakan bahwa H_1 diterima dan H_0 ditolak, sehingga dapat dinyatakan bahwa terdapat pengaruh penggunaan metode kontrol *nonlinear* PD berdasarkan fungsi invers *model* dari sinyal kontrol *plant* terhadap performansi *tracking* trayektori yang ditentukan. Hal ini menunjukkan bahwa metode kontrol *nonlinear* PD hasil invers *model* sinyal kontrol mampu memperbaiki performansi kontroler dengan metode *nonlinear* PD berdasarkan dari karakteristik *error* sistem.

BAB 5

PENUTUP

5.1 Kesimpulan

Metode *nonlinear decoupling* yang diterapkan pada sudut *roll*, *pitch*, dan *yaw* mampu menjadikan sistem dengan *multiple input multiple output* bekerja seperti sistem *single input single output* sehingga dapat menghilangkan interaksi antar sinyal kontrol pada sudut rotasi dan dapat dilakukan pengendalian secara independen pada masing-masing sudut *roll*, *pitch*, dan *yaw* sehingga kestabilan sistem saat melakukan gerak *cruise* dapat terjaga.

Penggunaan kontroler *nonlinear* PD dengan analisis matematis invers *model* sinyal kontrol menunjukkan performansi kontrol yang lebih baik dengan *rise time* 1 detik dan *settling time* yang lebih cepat yaitu 2 detik dan prosentase nilai *overshoot* yang lebih kecil yaitu 4 % jika dibandingkan dengan kontroler *nonlinear* PD berdasarkan karakteristik *error* sistem dengan *rise time* 6 detik dan *settling time* 12 detik yang lebih lambat dan prosentase nilai *overshoot* yaitu 11% .

5.2 Saran

Saran untuk penelitian selanjutnya dapat dilakukan dengan membahas mekanisme pengendalian arah atau orientasi *quadrotor* dan uji *robustness* dari kontroler yang telah diterapkan.

Halaman ini sengaja dikosongkan

BAB 5

PENUTUP

5.1 Kesimpulan

Metode *nonlinear decoupling* yang diterapkan pada sudut *roll*, *pitch*, dan *yaw* mampu menjadikan sistem dengan *multiple input multiple output* bekerja seperti sistem *single input single output* sehingga dapat menghilangkan interaksi antar sinyal kontrol pada sudut rotasi dan dapat dilakukan pengendalian secara independen pada masing-masing sudut *roll*, *pitch*, dan *yaw* sehingga kestabilan sistem saat melakukan gerak *cruise* dapat terjaga.

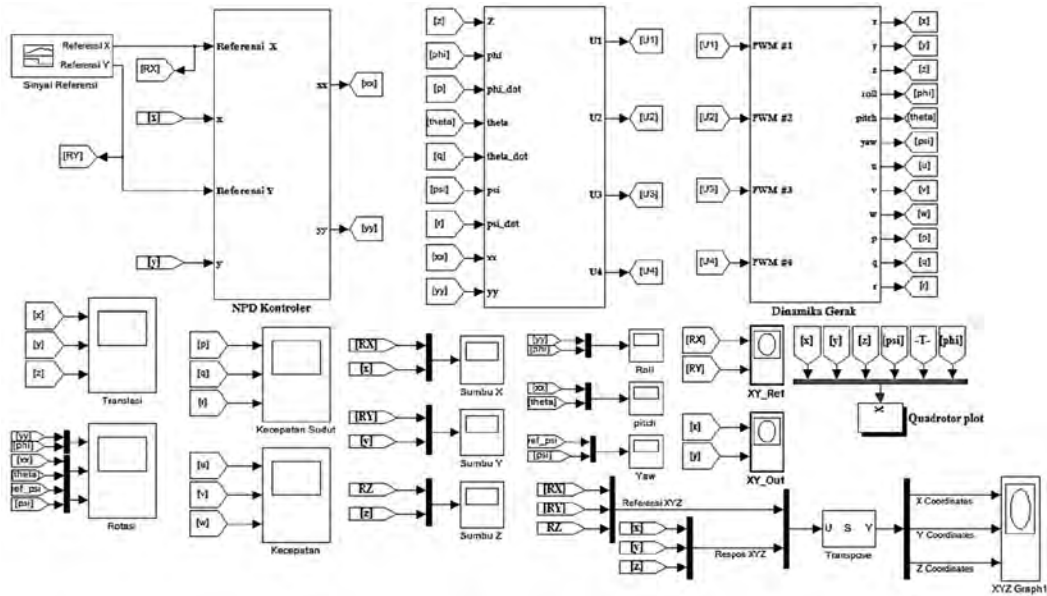
Penggunaan kontroler *nonlinear* PD dengan analisis matematis invers *model* sinyal kontrol menunjukkan performansi kontrol yang lebih baik dengan *rise time* 1 detik dan *settling time* yang lebih cepat yaitu 2 detik dan prosentase nilai *overshoot* yang lebih kecil yaitu 4 % jika dibandingkan dengan kontroler *nonlinear* PD berdasarkan karakteristik *error* sistem dengan *rise time* 6 detik dan *settling time* 12 detik yang lebih lambat dan prosentase nilai *overshoot* yaitu 11% .

5.2 Saran

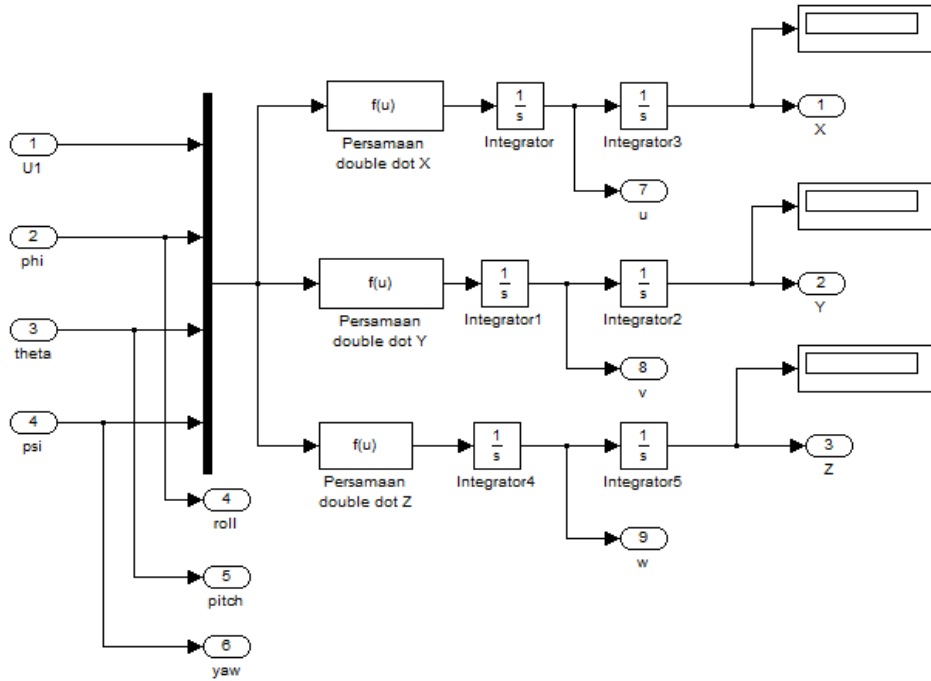
Saran untuk penelitian selanjutnya dapat dilakukan dengan membahas mekanisme pengendalian arah atau orientasi *quadrotor* dan uji *robustness* dari kontroler yang telah diterapkan.

Halaman ini sengaja dikosongkan

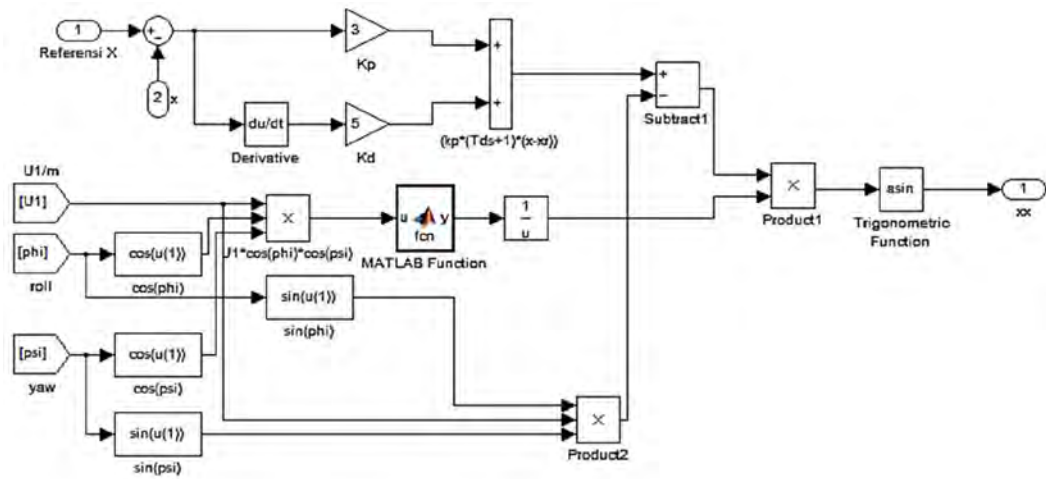
DIAGRAM BLOK SIMULASI



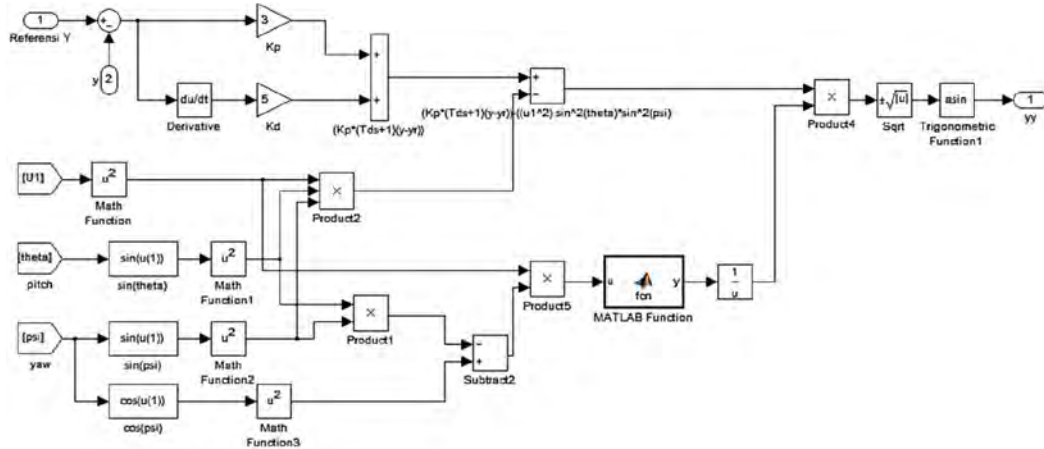
Gambar 1. Diagram Blok Simulasi Perancangan *Decoupling* dan *Nonlinear PD* untuk Kestabilan dan Pengendalian Gerak *Cruise* pada *Quadrotor*



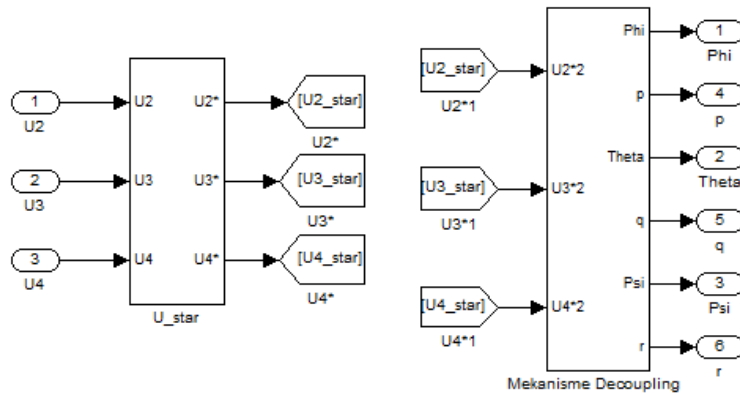
Gambar 2. Diagram Blok Simulasi *Model* Dinamika Gerak Translasi pada *Quadrotor*



Gambar 3. Diagram Blok Kontroler *Nonlinear* PD pada Gerak Translasi Sumbu x



Gambar 4. Diagram Blok Kontroler *Nonlinear* PD pada Gerak Translasi Sumbu y



Gambar 5. Diagram Blok Mekanisme *Decoupling* pada Dinamika Gerak Rotasi

DAFTAR PUSTAKA

- [1] E. Abbasi, M.J. Mahjoob, and R. Yazdanpanah, *Controlling of Quadrotor UAV Using a Fuzzy Logic System for Tuning the PID Gains in Hovering Mode*, University of Tehran, Tehran-Iran, 2013.
- [2] M. Mehranpour, Reza E and O. Shahri, "A New Fuzzy Adaptive Control for a Quadrotor Flying Robot", *Iranian Conference on Fuzzy*, 2013.
- [3] P. Moonumca, Yamamoto and D. Epaiwa, "Adaptive PID for Controlling a Quadrotor in Virtual Outdoor Scenario: Simulation Study", *International Conference on Mechatronics and Automation*, 2013, pp.1080-1086.
- [4] S. Gonzalez and J. Moreno, "A New Nonlinear PI/PID Controllers for Quadrotor Posture Regulation", *Electronics, Robotics and Autonomous Mechanics Conference*, 2010, pp.642-647.
- [5] S. Leonardo, P. Zaira and M. Duque, "Nonlinear Control of the Airship Cruise Flight Phase with Dynamical Decoupling", *Electronics, Robotics and Autonomous Mechanics Conference*, 2008, pp.473-477.
- [6] G. Farhad, L. Daewon and L. Taeyoung, "Geometric Nonlinear PID Control of a Quadrotor UAV on SE", *European Control Conference*, 2013, pp. 3845-3850.
- [7] Jean-Jacques E. Slotine and Weiping Li, *Applied Nonlinear Control*, Prentice-Hall Int, 1991.
- [8] ..., *Quanser Q-Ball X-4 User Manual*, Quanser Innovate Educate, 2010, Doc. 888 Rev.2 pp. i-46.
- [9] Zeng, Quyang and W. Junli, *Nonlinear PID Control of Electronic Throttle Valve*, Science and technology Research and development Project of Yichang, China, 2011, pp.722-724.
- [10] M.Khozin, "Waypoint Tracking Control pada Micro Quadrotor (UAV) Menggunakan Block Backstepping Control dengan Adaptive Parameter Approximation", *Tesis*, Pascasarjana Elektro ITS, 2014.

Halaman ini sengaja dikosongkan

RIWAYAT PENULIS



Hanum Arrosida dilahirkan di Kediri pada Tanggal 29 Januari 1991. Putri kedua dari Bapak Nasor dan Ibu Siti Khoiriyah. Penulis menempuh pendidikan tingginya di Jurusan Teknik Elektronika, Politeknik Elektronika Negeri Surabaya pada tahun 2009. Pada bulan September 2013, penulis berhasil menyelesaikan pendidikan sarjananya dan mendapatkan gelar Sarjana Sains Terapan dan mendapatkan beasiswa S2 Fresh Graduate dari DIKTI untuk melanjutkan pendidikan magister di Jurusan Teknik Elektro, Institut teknologi Sepuluh Nopember (ITS) Surabaya dengan Bidang Keahlian Teknik Sistem Pengaturan. Penulis menyelesaikan studi magisternya pada bulan Maret 2015.

Halaman ini sengaja dikosongkan